

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО  
ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ордена ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ  
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. С. П. КОРОЛЕВА

В. Г. МАСЛОВ

**ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ  
И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ  
АВИАЦИОННЫХ  
ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*Учебно-методическое пособие*

Утверждено редакционным советом института  
14 ноября 1968 года

КУЙБЫШЕВ 1970

Редактор профессор В. М. Дорощев  
Рецензент — канд. техн. наук Н. В. Первышин

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее пособие представляет собой вторую, существенно переработанную в 1967 г. редакцию аналогичного пособия, применявшегося на кафедре «Теория двигателей летательных аппаратов» института с 1961 года.

При переработке учтен опыт использования пособия при курсовом и дипломном проектировании, а также особенности проектирования современных авиационных ГТД. Предлагаемое пособие входит в комплекс методик по расчету ГТД, объединенных единым числовым примером. В связи с ограниченным объемом пособия отдельные разделы были опущены или существенно сокращены.

Задача пособия — изложить с помощью числовых примеров методику самого начального этапа проектирования рабочего процесса для наиболее распространенных типов авиационных ГТД. В нем кратко излагаются вопросы, связанные с теоретическим и экспериментальным обоснованием методики, поэтому при выполнении проекта необходимо использовать дополнительно материалы лекций и литературу по теории ВРД [1 ÷ 15].

Основные особенности предлагаемого пособия заключаются в следующем. Выбор параметров авиационных ГТД изложен с учетом условий реального проектирования. В связи с этим в заданиях на проектирование ГТД указываются требования, весьма близкие к фактическим, как-то: обеспечение двигателем высотных и взлетных данных, учет ограничения габарита двигателя и др.

В пособии даны расчетные зависимости удельных параметров для всех основных видов авиационных ГТД в типичных для них условиях полета. С помощью этих зависимостей проводится предварительная оценка параметров ГТД и контроль выполненных расчетов.

В числовых примерах рассмотрены термодинамические расчеты двигателей в условиях полета и при взлете с параметрами, близкими к известным зарубежным прототипам.

Конечные результаты термодинамических расчетов, выполненных по настоящей методике, позволяют студенту не только обоснованно выбрать параметры ГТД и определить его данные, но и приступить к проектированию турбокомпрессора.

Материалы предлагаемого пособия могут быть использованы и для проведения поверочного расчета выполненных ГТД.

Важными моментами при расчетах ГТД, и в особенности при обучении этим расчетам, являются сокращение затрат времени на расчет и самостоятельный контроль возможных ошибок. Большая трудоемкость термодинамических расчетов современных ГТД порой недооценивается. Для снижения трудоемкости расчетов в пособии используется термодинамическая функция  $\lambda(T)$  [13], позволяющая выполнять расчеты адиабатических процессов без возведения в степень и без последовательных приближений для определения средней теплоемкости в процессе. Дан также целый ряд вспомогательных графиков, сокращающих время на расчет. В примерах приводятся вспомогательные формулы для самоконтроля промежуточных расчетных операций. Табличный метод записи расчетов также облегчает поиск ошибок.

Так как на предприятиях и в проектно-конструкторских организациях документация и приборы для измерений на ГТД все еще соответствуют системе единиц МКГСС, все расчетные формулы и графики даны в этой системе, а численные результаты в примерах даются как в системе МКГСС, так и в международной системе единиц — СИ.

В приложении дана таблица коэффициентов для пересчета основных данных ГТД из системы единиц МКГСС в систему СИ.

Автор признателен кандидатам технических наук Н. В. Первышину и Е. Д. Стенькину, просмотревшим пособие в рукописи и сделавшим ряд полезных замечаний.

Большая работа по расчету типовых зависимостей, вспомогательных материалов и примеров была проделана инженерами Т. Г. Обориной, Б. Д. Фишбеином и техником Г. В. Тихоновой, которым автор выражает свою благодарность.

---

### Условные обозначения

- ГТД — газотурбинный двигатель.  
 ТРД — турбореактивный двигатель.  
 ТРДФ — турбореактивный двигатель с форсажной камерой.  
 ТРДД — двухконтурный ТРД.  
 ТРДДФ — двухконтурный ТРД с форсажной камерой.  
 ТРДДФ<sup>И</sup> — ТРДД с форсажной камерой только во внешнем контуре.  
 ТВд — турбовальный двигатель.  
 ТВД — турбовинтовой двигатель.  
 $R$  — реактивная тяга ГТД.  
 $C_N$  — удельный расход топлива, отнесенный к тяге.  
 $N$  — мощность.  
 $C_N, C_e$  — удельные расходы топлива, отнесенные к мощности.

$y$  — степень двухконтурности ТРДД  $\left( y = \frac{G_{в11}}{G_{н1}} \right)$ .

$n$  — число оборотов.

$I$  — выходной импульс выхлопного потока.

$\bar{I}$  — коэффициент повышения выходного импульса.

$F$  — площадь.

$\mu$  — коэффициент расхода,  $\mu = \frac{\int_0^F c \cdot \gamma \cdot dF}{(c \cdot \gamma)_{ср} \cdot F_{геом}}$ .

$A_a = \frac{G_{га} \sqrt{T_3^*}}{m_{г} \cdot P_3^*} = \mu F_T \sigma_T q(\lambda_T)$  — пропускная способность турбины (параметр приведенного расхода).

$A_3 = \frac{G_c \sqrt{T_{вх.с}^*}}{m_c \cdot P_{вх.с}^*} = \mu F_3 \cdot \sigma_c \cdot q(\lambda_3)$  — пропускная способность реактивного сопла (параметр приведенного расхода)

$$m = \sqrt{\frac{k \cdot g}{R} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$$

$$k=1,25 - m_{\Phi}=0,38.$$

$$k=1,33 - m_{\Gamma}=0,39.$$

$$k=1,4 - m_{\text{в}}=0,396.$$

$k, n$  — показатели адиабаты, политропы.

$D_{\text{вх}}$  — наружный диаметр компрессора по входу.

$D_{1\text{к}}$  — максимальный диаметр проточной части компрессора по входу.

$D_{\text{с}}$  — максимальный диаметр реактивного сопла.

$z_{\text{к}}, z_{\text{т}}$  — число ступеней компрессора, турбины.

$H_{\text{и}}$  — низшая теплотворная способность топлива.

$\xi_{\text{к.с}}, \xi_{\text{ф.к}}$  — коэффициенты полноты сгорания.

$T$  — температура, °К.

$p$  — давление.

$$\pi_{\text{к}} = \frac{p_2^*}{p_1^*} \text{ — степень повышения давления в компрессоре.}$$

$$\pi_{\text{т}} = \frac{p_3^*}{p_4^*} \text{ — степень понижения давления в турбине.}$$

$$\pi_{\text{в}} = \frac{p_{\text{и}}^*}{p_{\text{н}}^*} \text{ — степень повышения давления от скоростного напора.}$$

$$\pi_{\text{с}} = \frac{p_4^*}{p_{\text{н}}^*} \text{ — степень расширения в реактивном сопле.}$$

$H_{\text{к}}, H_{\text{т}}$  — удельная работа компрессора, турбины.

$i$  — энтальпия.

$G_{\text{в}}$  — весовой расход воздуха.

$G_{\text{в0}}$  — приведенный расход воздуха, характеризующий производительность компрессора в  $\text{кг/сек}$

$$G_{\text{в0}} = G_{\text{в}} \frac{1,033}{P_{\text{н}}^* \cdot \sigma_0} \sqrt{\frac{T_{\text{в}}^*}{288}}$$

$$\bar{G}_{\text{к}} = \frac{G_{\text{в}}}{G_{\text{вmaxmax}}} = q(\lambda_1) \cdot (1 - \bar{a}_{\text{в}}^2) \cdot \sin \alpha \cdot k_G \text{ — коэффициент производительности компрессора.}$$

$$\bar{G}_{\text{в0}} = \frac{G_{\text{в0нн}}}{G_{\text{в0взл}}} \text{ — относительное изменение производительности компрессора ГТД в условиях полета по сравнению с условиями взлета.}$$

$$\bar{y} = \frac{y_{\text{н}}}{y_0} \text{ — относительное изменение степени двухконтурности ТРДД в условиях полета по сравнению с условиями взлета.}$$

$$\Delta \gamma_{\text{к}} = \gamma_{\text{кн}} - \gamma_{\text{к0}} \text{ — относительное изменение адиабатического к. п. д. компрессора в условиях полета по сравнению с условиями взлета.}$$

$G_{\text{г}}$  — весовой расход газа.

$G_{\text{т}}$  — расход топлива.

$$\alpha \text{ — коэффициент избытка воздуха, } \alpha = \frac{3600 G_{\text{в}}}{G_{\text{т}} \cdot \text{час} \cdot L_0}$$

$H$  — высота полета.

$V$  — скорость полета,

$a$  — скорость звука,

$c$  — скорость потока,

$a_{\text{кр}}$  — критическая скорость.

$$M = \frac{c}{a} \text{ — число М.}$$

$\sigma = \frac{P_{\text{вых}}^*}{P_{\text{вх}}^*}$  — коэффициент восстановления полного давления.

$\varphi = \frac{c}{c_{\text{ад}}}$  — коэффициент скорости.

$\eta$  — адиабатический к. п. д.

$\eta_{\text{пол}}$  — политропический к. п. д.

$\eta_{\text{ст}}$  — к. п. д. ступени.

$\eta_{\text{м}}$  — механический к. п. д.

$\pi(\lambda), \tau(\lambda), q(\lambda), z(\lambda), f(\lambda)$  — газодинамические функции приведенной скорости

потока —  $\lambda = \frac{c}{a_{\text{кр}}}$ ;

$\pi(T) = \frac{P}{P_0} = 10^l$  — относительное давление, термодинамическая функция, где

$$l = \frac{0,4343}{A \cdot R} \int_{T_0}^T C_p(T) \frac{dT}{T}.$$

$c_p$  — удельная теплоемкость газа при постоянном давлении.

## И н д е к с ы

\* — параметры заторможенного потока;

уд — удельные параметры ГТД; штрихом (например  $G_{\text{г}}'$ ) обозначаются прочие параметры ГТД при расходе воздуха  $G_{\text{в}} = 1 \text{ кг/сек}$ ;

I, II — параметры внутреннего и внешнего контуров ТРДД;

O — параметры, приведенные к стандартным условиям, «земной»;

взл — взлетный,

p — расчетный,

в — высокое давление,

нв — невыгоднейший,

н — низкое давление, «высотный»,

опт — оптимальный,

к — компрессор,

ад — адиабатический,

т — турбина,

охл — охлаждаемый

экв — эквивалентная,

с — сопло,

к. с. — камера сгорания,

сек — секундный,

ф. к. — форсажная камера,

см — полное смещение,

час — часовой,

вл — вентилятор,

п — подпорные ступени.

## О с н о в н ы е с е ч е н и я п о т о к а

н — сечение невозмущенного потока перед ГТД; 4 — выход из турбины.

о — вход в ГТД; 4с — выход из сместителя;

1 — вход в компрессор; см — выход из камеры смещения;

2 — выход из компрессора; ф — выход из форсажной камеры;

3 — вход в турбину; 5 — выход из реактивного сопла

## ВВЕДЕНИЕ

Основная цель проектного термодинамического расчета ГТД состоит в определении параметров, необходимых для последующего расчета и проектирования всех его элементов.

Для проведения проектного термодинамического расчета необходимо выбрать такие параметры рабочего процесса двигателя, при которых ГТД обеспечивает выполнение требований проектного задания по тяге (мощности), удельному расходу топлива, габариту и весу.

Обычно заданными величинами для термодинамического расчета авиационного ГТД являются — тяга ( $R$ ), или мощность ( $N$ ) и удельный расход топлива ( $c_R$  или  $c_N$ ) на расчетной скорости ( $M_p$ ) и высоте полета ( $H_p$ ), а также минимально-допустимая величина потребной тяги (мощности) при взлете ( $R_{взл}$  или  $N_{взл}$ ). В стадии начального проектирования обычно оговаривается также допустимый габарит двигателя (например  $D_{вх}$ ). Что касается заданного веса ГТД, то существующие методики позволяют производить его расчет лишь после того, как определены основные параметры турбокомпрессора. В рассматриваемой же стадии проектирования можно учесть лишь качественную сторону влияния выбора параметров рабочего процесса на вес ГТД по графическим зависимостям, имеющимся в учебной литературе [1].

Как показывает современный опыт проектирования авиационных ГТД, для удовлетворения перечисленного ряда противоречивых требований обычно не удается ограничиться одним исходным термодинамическим расчетом ГТД, а требуется производить оценку данных проектируемого двигателя на нескольких режимах. Выбор таких режимов, а также методика определения основных параметров ГТД на этих режимах рассматриваются во второй главе настоящего пособия.



Перед началом расчетов необходимо произвести предварительную оценку основных параметров проектируемого ГТД. Целесообразно ее проводить, пользуясь типовыми зависимостями удельных параметров, которые даются в настоящем пособии для каждого типа ГТД (например, рис. 4.3–4.5 и т. д.). По ним могут быть определены ориентировочные величины потребных значений  $T_3^*$ ,  $\pi_{к1}$  и  $\pi_{к11}$  для заданных значений  $R$ ,  $C_R$  и  $D_{вх}$ . Если заданные условия полета отличаются от имеющихся на типовых зависимостях, то прибегают к методу интерполяции (или экстраполяции). Заданные параметры и результаты предварительной оценки основных параметров проектируемого ГТД сопоставляют, если это возможно, с данными выполненных двигателей аналогичного типа. При этом выбирается двигатель, который можно рассматривать в качестве прототипа. По прототипу составляется представление о конструктивной схеме, приблизительных размерах, ориентировочном числе ступеней компрессора и турбины и т. п. у проектируемого двигателя. Для проведения термодинамических расчетов проектируемого ГТД необходимо оценить вероятные значения к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах его газоздушного тракта. Для этого предназначаются материалы главы I.

После того, как термодинамический расчет выполнен, типовые зависимости  $R_{уд}$ ,  $C_R = f(T_3^*, \pi_k)$  могут использоваться для контроля полученных результатов. Так расхождение полученных значений  $R_{уд}$  и  $C_R$  с типовыми на несколько процентов обычно может быть объяснено различием выбранных и типовых к. п. д. и коэффициентов потерь. Расхождение же на 10 — 20% и более зачастую бывает связано с ошибкой в расчетах. В этом случае рекомендуется сделать контроль расчета при типовых значениях к. п. д.

В настоящее время часто проектируют ГТД с двух- или даже трехкаскадными турбокомпрессорами. Распределение работы сжатия между намечаемыми каскадами зависит от величины суммарного сжатия компрессора, температур  $T_3^*$  и  $T_{н1}$ , степени двухконтурности и ряда других параметров в условиях расчетных по компрессору, а последние зачастую не совпадают с условиями, в которых выполняется исходный термодинамический расчет двигателя. В связи с этим в первоначальных термодинамических расчетах учитывать разбивку  $\pi_k$ , к. п. д. компрессора и турбины и т. п. по каскадам обычно бывает нецелесообразно, так как расчет основных параметров турбокомпрессора, в том числе и наивыгоднейшего распределения работы сжатия между каскадами, только предстоит произвести. Поэтому излагаемая методика первоначального термодинамического расчета ГТД оперирует с суммарными степенями сжатия и расширения в турбокомпрессоре. Основные соображения по выбору параметров рабочего процесса даются в соответствующих разделах для каждого типа

ГТД в отдельности. Методика термодинамических расчетов ГТД дана в таблицах вместе с соответствующим числовым примером.

Учитывая тот факт, что большинство студентов пользуется при расчетах обычной логарифмической линейкой, масштаб диаграмм  $\pi-i$  в приложении к настоящему пособию уменьшен в 10 раз по сравнению с обычным масштабом этих диаграмм для инженерных расчетов [13], что значительно убыстряет поиск нужных значений.

В связи с этим же обстоятельством для расчета ряда параметров применены упрощенные формулы. Так, например, для расчета температуры  $T_n^*$  вместо  $i_n^* = i_n + \left(\frac{V}{91,53}\right)^2$  использовано менее трудоемкое уравнение

$$T_n^* = T_n + \frac{V^2}{2010}$$

Для расчета расхода топлива также использовано менее трудоемкое уравнение (Т. М. Мелькумов [3]).

$$G_T = \frac{G_B \cdot (i_{3T}^* - i_{2B}^*)}{H_n \cdot \xi_{КС} - (i_{3T}^* - i_{2B}^*)}$$

Согласно работе [3], максимальная погрешность этого уравнения не превышает 1,5%. Пользование этим уравнением значительно упрощается, если всегда брать значения  $i_{3T}^*$  только при одном стандартном значении состава смеси. Автором дается соответствующая поправка к указанному уравнению —  $\kappa\alpha$  (приложение 2) для случая использования стандартного значения  $\alpha_T = 4$ .

Применены и другие способы снижения трудоемкости расчетов. Так, например, производить расчет оптимального распределения энергии в двигателе по излагаемой методике не требуется. Критерии оптимального распределения (например  $\pi_{снв}$  у ТВД и  $\pi_{к1,опт}$  у ТРДД) даются непосредственно на графиках типовых зависимостей. Излагаемые типовые примеры дают представление о параметрах современных авиационных ГТД в условиях полета и при взлете.

Для универсальности эти примеры выполнены по более точным диаграммам  $\pi-i$ -функций с числом значащих цифр, соответствующим требованиям, предъявляемым к инженерным расчетам.

При необходимости точность расчетов студентом также может быть повышена путем использования ЭВМ или других счетных устройств, с применением более точных значений  $\pi-i$ -функций [13].

## Глава 1

### ВЫБОР К. П. Д. И КОЭФФИЦИЕНТОВ ПОТЕРЬ В ЭЛЕМЕНТАХ ГАЗОВОЗДУШНОГО ТРАКТА ГТД

#### § 1.1. Входной канал

Входной канал двигателя должен обеспечивать подвод воздуха к компрессору с минимальными гидравлическими потерями и с возможно более равномерным полем скоростей. При установке ГТД на самолете входному каналу двигателя часто предшествует воздухозаборник (входной диффузор), являющийся принадлежностью конструкции самолета. Гидравлические потери в самолетных воздухозаборниках существенно отличаются у самолетов различных типов и конструкций. Поэтому при расчетах характеристик дозвуковых ГТД эти потери обычно не принимают во внимание, а влияние их на характеристики ГТД учитывают в самолетных конструкторских бюро при компоновочных проработках ГТД для конкретного самолета.

Таким образом, при расчете ГТД параметры на входе в компрессор определяются следующим образом:

$$T_1^* = T_n^* = T_n (1 + 0,2M^2) = T_n + \frac{V^2}{2010};$$

$$p_1^* = p_n^* \cdot \sigma_1 \cdot \sigma_0 = p_n^* \cdot \sigma_{вх},$$

где  $\sigma_1$  — коэффициент восстановления полного давления во входном канале двигателя (участок 0-1 на схеме ГТД, стр. 89);

$\sigma_0$  — коэффициент восстановления полного давления до входного канала двигателя (участок Н-0 на схеме ГТД, стр. 89).

У ГТД, предназначенных для дозвукового полета, обычно полагают  $\sigma_0 = 1,0$ .

У ГТД, предназначенных для сверхзвукового полета, величина  $\sigma_0$  обычно задается в виде стандартной зависимости от

числа  $M$  полета, одинаковой для всех типов самолетных входных диффузоров.

Процесс во входном канале двигателя изображен на рис. 1.1 в диаграмме  $i-S$ . Потери во входном канале зависят от величины

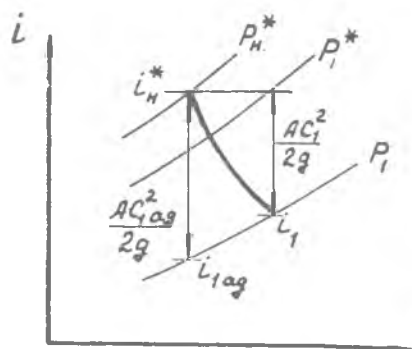


Рис. 1.1. Диаграмма  $i-S$  процесса во входном канале ГТД

$$\varphi_{\text{в}} = \frac{c_1}{c_{1\text{ид}}} = \frac{\lambda_1}{\lambda_{1\text{ид}}},$$

$$\text{где } \lambda_1 = \frac{c_1}{a_{\text{кр}1}}.$$

При этом коэффициент  $\sigma_1$  равняется:

$$\sigma_1 = \frac{\pi(\lambda_{1\text{ид}})}{\pi(\lambda_1)} = \frac{\left[ 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \frac{\lambda_1^2}{\varphi_{\text{в}}^2} \right]^{\frac{k}{k-1}}}{\left[ 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_1^2 \right]^{\frac{k}{k-1}}}. \quad (1.1)$$

Как следует из уравнения (1.1), гидравлические потери во входном канале зависят от его профилировки и длины, а также наличия радиальных стоек ( $\varphi_{\text{в}}$ ) и от величины расчетной скорости на входе в компрессор ( $\lambda_1$ ).

Обычно  $\lambda_1 = 0,5 \div 0,7$  и  $\varphi_{\text{в}} = 0,97 \div 0,99$ .

С помощью уравнения (1.1) можно установить, что у хорошо профилированного и короткого входного канала двигателя коэффициент  $\sigma_1$  близок к единице:  $\sigma_1 = 0,995 \div 0,99$ .

Поэтому для ТРД и ТРДД, в зависимости от конструкции входного канала, обычно принимают  $\sigma_1 = 1,0$  или  $\sigma_1 = 0,99$ .

У турбовинтовых и турбовальных двигателей входные каналы обычно длиннее, снабжены радиальными стойками и имеют более сложную конфигурацию. Для них часто принимают  $\sigma_1 = 0,98$ .

Однако иногда встречаются ТВд, особенно в диапазоне малых мощностей, у которых

$$\sigma_1 = 0,97 \div 0,96.$$

Из уравнения (1.1) видно, что при  $\varphi_{\text{в}} = \text{const}$  величина  $\sigma_1$  зависит только от режима работы компрессора. В связи с этим потери, характеризуемые величиной  $\sigma_1$ , у двигателей, имеющих короткие входные каналы, нередко включают в характеристику компрессора. Тогда во всех условиях полета полагают  $\sigma_1 = 1,0$ . Наиболее типичный пример тому — лемнискатные входные насадки, широко применяемые при стендовых испытаниях ГТД, для которых часто принимают  $\sigma_1 = \sigma_{\text{вх}} = 1,0$ .

Учет потерь полного давления до входного канала двигателя ( $\sigma_0$ ) при сверхзвуковых скоростях полета связан с возникновением скачков уплотнения. Для расчета ГТД величину  $\sigma_0$  можно принимать по данным для 2÷3-скачковых систем, приводимым в литературе по газовой динамике.

Величину  $\sigma_{вх} = \sigma_0 \cdot \sigma_1$  у ГТД, рассчитанных на сверхзвуковой полет, обычно рекомендуется принимать в следующих пределах:

$M$	0	1,0	1,7	2,0	2,2	2,5	3,0
$\sigma_{вх}$	$0,92 \div 1,00$	$0,97 \div 0,99$	$0,92 \div 0,95$	$0,87 \div 0,92$	$0,84 \div 0,90$	$0,76 \div 0,85$	$0,64 \div 0,76$

Иногда величину  $\sigma_0$  задают специальным уравнением. В США, например, ее принято определять по формуле

$$\sigma_0 = 1 - 0,1(M - 1)^{1,5}.$$

Следует иметь в виду, что в справочниках по авиационным ГТД все данные двигателей при  $M=0$ , если это не оговаривается особо, приводятся, как правило, при  $\sigma_{вх} = 1,0$ , что соответствует результатам их стендовых испытаний с лемнискатным входным насадком.

## § 1.2. Компрессор

Являясь одним из основных элементов ГТД, компрессор обеспечивает необходимую степень повышения давления в рабочем цикле двигателя ( $\pi_k$ ) и подает в камеру сгорания и турбину необходимый расход воздуха ( $G_B$ ).

Большинство современных ГТД имеет многоступенчатый осевой компрессор. У лучших осевых компрессоров к настоящему времени достигнут высокий уровень аэродинамического совершенства, который характеризуется следующими максимальными значениями политропического к. п. д.:

$$(\eta_{пол})_{max} = 0,90 \div 0,91,$$

$$\eta_{пол} = \frac{H_{пол}}{H_{пол} + H_r} \cong \frac{\frac{n}{n-1}}{\frac{k}{k-1}}, \quad (1.2)$$

где  $H_{пол}$  — политропическая работа сжатия;

$H_r$  — работа гидравлических сопротивлений.

В зависимости от исходной кинематики компрессора, тщательности изготовления, возможности обеспечить минимальный радиальный зазор, весовых соображений и т. п. значения политропического к. п. д. у современных осевых компрессоров могут получаться на несколько процентов меньше указанных выше максимально-достигнутых значений. Так, например, для выполненных ступеней характерны следующие максимальные значения к. п. д.

<sup>1</sup> Стандартное значение, иногда употребляемое для условного учета неблагоприятного влияния сверхзвукового входного диффузора на тягу ГТД.

<sup>2</sup> По данным фирмы Локхид на СПС США будет применена 5 — скачковая система с  $\sigma_{вх} \approx 0,9$  при  $M = 2,7$ .

Дозвуковые ступени ( $\pi_{к\text{расч}} \approx 1,15 \div 1,35$ ) —  $\eta_{\text{пол}} \approx \eta_{\text{ст}} = 0,88 \div 0,90$   
 Околозвуковые ступени ( $\pi_{к\text{расч}} \approx 1,4 \div 1,7$ ) —  $\eta_{\text{пол}} \approx 0,85 \div 0,88$ .  
 Сверхзвуковые ступени ( $\pi_{к\text{расч}} \geq 1,9 - 2,0$ ) —  $\eta_{\text{пол}} < 0,81 \div 0,85$ .

Таким образом, выбрав величину  $\pi_k$  и наметив число ступеней ( $z_k$ ) компрессора, можно ориентировочно оценить необходимый тип ступеней и ожидаемую величину их политропического к. п. д. ( $\pi_{\text{ст}} \approx \sqrt[z_k]{\pi_k}$ ).

Иногда тип ступеней выбирается заранее, исходя из требуемого значения к. п. д. или весовых соображений, и т. п. При этом принимают во внимание, что применение дозвуковых ступеней с высокими значениями к. п. д. предпочтительнее для тех ГТД, у которых в задании на проектирование особо оговаривается низкий удельный расход топлива или которые предназначаются для самолетов с большой дальностью полета.

Околозвуковые ступени на современных компрессорах наиболее часто применяют в качестве входных ступеней. Наиболее типичный пример их применения — вентиляторные ступени ТРДД. Целиком околозвуковые компрессоры могут оказаться целесообразными для скоростных, маневренных и легких самолетов.

Сверхзвуковые ступени пока получили небольшое распространение. В современных авиационных ГТД их иногда употребляют, например, в качестве входной ступени у малогабаритных осесреднебежных компрессоров.

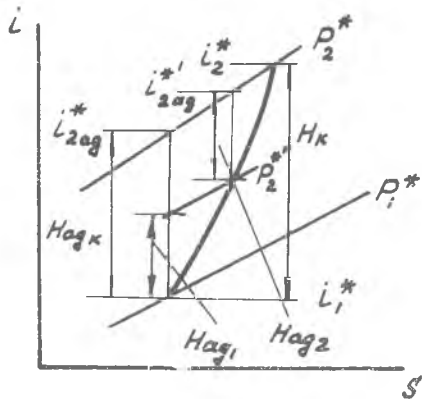


Рис. 1.2. Диаграмма  $i-S$  процесса сжатия в компрессоре

Политропический к. п. д. хорошо характеризует степень аэродинамического совершенства лопаточной машины. При равном совершенстве ступеней его величина не зависит от их числа в компрессоре. Однако в термодинамических расчетах ГТД политропический к. п. д. не нашел применения, так как точно определять показатель политропы при вариантных расчетах довольно сложно. При расчетах и экспериментах по газотурбинным двигателям обычно используют адиабатический к. п. д. компрессора.

$$\eta_k = \frac{H_{а\pi k}}{H_k} = \frac{H_{а\pi k}}{H_{\text{пол}} + H_{\Gamma}} = \eta_{\text{пол}} \cdot \frac{H_{а\pi k}}{H_{\text{пол}}} ; \quad (1.3)$$

$$\text{Здесь } H_k = i_2^* - i_1^* = \frac{H_{а\pi k}}{\eta_k} ;$$

$$H_{ад.к} = i_{2ад}^* - i_1^* = \frac{k}{k-1} ART_1^* \left( \pi_{к}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right),$$

где  $i_{2ад}^*$  находят расчетом из уравнения адиабаты:

$$T_{2ад}^* = T_1^* \cdot \pi_{к}^{\frac{k-1}{k}}$$

или, применяя термодинамическую функцию  $\pi(T)$ ,

$$\pi(T_{2ад}^*) = \pi(T_1^*) \cdot \pi_{к}.$$

В одноступенчатых осевых компрессорах в связи с малой величиной  $\pi_{кст}$  имеем  $H_{пол} \approx H_{ад}$ . Поэтому согласно (1.3)

$$\eta_{адст} \approx \eta_{пол.ст} \approx \eta_{ст}.$$

Таким образом, для одноступенчатого осевого компрессора можно выбирать значения адиабатического к. п. д. по рекомендациям для политропического к. п. д.

В многоступенчатом осевом компрессоре, составленном из ступеней с равным аэродинамическим совершенством ( $\eta_{ст} \approx \text{const}$ ), в связи с выделением тепла вследствие дополнительной затраты работы на преодоление сил трения в предыдущих ступенях, сумма адиабатических работ отдельных ступеней получается больше адиабатической работы компрессора. Например, на рис. 1.2 видно, что  $H_{ад_1} + H_{ад_2} > H_{ад_к}$ . Поэтому величина адиабатического к. п. д. компрессора получается меньше к. п. д. составляющих его ступеней. Чем больше степень повышения давления в компрессоре  $\pi_{к}$ , тем больше различаются  $\eta_{к}$  и  $\eta_{ст} \approx \eta_{пол}$ . Таким образом, чем больше выбираемая величина  $\pi_{к}$ , тем меньшим значением адиабатического к. п. д. компрессора следует задаваться. На рис. 1.3 показана зависимость величины адиабатического к. п. д. компрессора от степени повышения давления в компрессоре при различных значениях выбранного политропического к. п. д. [1]. Этим графиком следует пользоваться при назначении адиабатического к. п. д. компрессора, после того, как выбраны величины  $\pi_{к}$  и  $\eta_{пол} = \eta_{ст}$ . Непосредственное использование зависимостей рис. 1.3 для оценки адиабатического к. п. д. компрессора возможно в том случае, если допустимо задаваться средним значением политропического к. п. д. ступеней, составляющих компрессор ( $\eta_{ст.сред}$ ). Оценка суммарного адиабатического к. п. д. компрессора, у которого политропические к. п. д. ступеней значительно различаются, как например, в случае осецентрибежного компрессора, производится с помощью зависимостей рис. 1.3 следующим образом.

1. Ориентировочно распределяют величину  $\pi_{к\sum} = \pi_{кос} \cdot \pi_{кцб}$  между центробежными и осевыми ступенями (например, исходя из  $\pi_{кцб} \approx \approx 2,5 \div 3,5$ ).

2. Задаваясь  $\eta_{пол}$  осевых ступеней, по величине  $\pi_{кос}$  находят значение адиабатического к. п. д.  $\eta_{кос}$ .

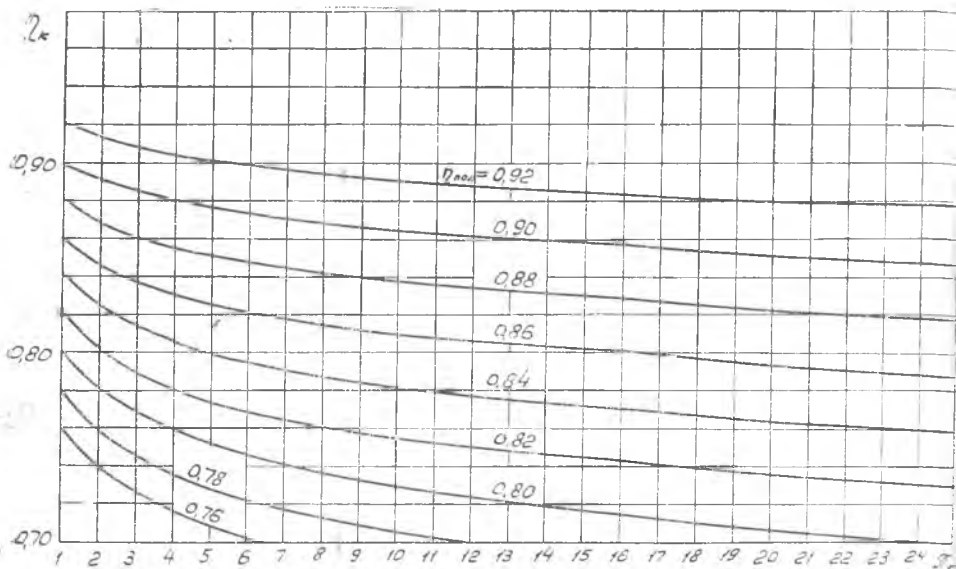


Рис. 1.3. Зависимость достижимых значений адиабатического к.п.д. многоступенчатого компрессора от степени повышения давления при неизменных значениях к.п.д. ступеней

3. Определяют работу осевых ступеней.

$$H_{\text{к.ос.}} = \frac{k}{k-1} AR \cdot \frac{T_{\text{н}}^*}{\eta_{\text{к.ос.}}} \left( \pi_{\text{к.ос.}}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cong 0,24 \frac{T_{\text{н}}^*}{\eta_{\text{к.ос.}}} \left( \pi_{\text{к.ос.}}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

и температуру  $T_{2\text{ос.}}^* \cong T_{\text{н}}^* + \frac{H_{\text{к.ос.}}}{0,24}$ .

4. Вычисляют работу центробежной ступени

$$H_{\text{к.цб.}} = \frac{k}{k-1} AR \cdot \frac{T_{2\text{ос.}}^*}{\eta_{\text{к.цб.}}} \left( \pi_{\text{к.цб.}}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cong 0,24 \frac{T_{2\text{ос.}}^*}{\eta_{\text{к.цб.}}} \left( \pi_{\text{к.цб.}}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right),$$

где обычно  $\eta_{\text{к.цб.}} \cong 0,78 \div 0,80$ .

5. Находят искомую величину суммарного адиабатического к. п. д. осецентрированного компрессора

$$\eta_{\text{к}\Sigma} = \frac{H_{\text{ал.к.}}}{H_{\text{к.ос.}} + H_{\text{к.цб.}}},$$

где  $H_{\text{ал.к.}} = \frac{k}{k-1} ART_{\text{н}}^* \left( \pi_{\text{к}\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cong 0,24 \cdot T_{\text{н}}^* \left( \pi_{\text{к}\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$ .

При оценке величин  $H_{\text{к}}$  удобно использовать вспомогательные таблицы  $\pi_{\text{к}}^{\frac{k-1}{k}} = f(\pi_{\text{к}})$  (приложение 5).



При проектировании ГТД сравнительно небольших размеров (например, при  $\bar{G}_{в_0} < 10 \text{--} 20 \text{ кг/сек}$ ) на величине к. п. д. осевого компрессора начинают заметно сказываться малые абсолютные размеры элементов его проточной части (влияние радиального зазора, пограничного слоя на стенках тракта и т. п.). В этих случаях, при выборе к. п. д. ориентировочно можно принимать понижение его относительно рекомендованных значений ( $\Delta\eta_{к1}$ ), по зависимостям рис. 1.7, полученным статистическим путем.

ГТД, у которых проявляется заметное влияние абсолютных размеров компрессора или турбины на их к. п. д., условимся называть малоразмерными.

До сих пор рассматривался выбор **максимальных** расчетных значений к. п. д. осевого компрессора. Следует иметь в виду, что эти значения к. п. д. не всегда соответствуют расчетным режимам ГТД. Характеристика компрессора обычно такова, что максимальные значения к. п. д. достигаются лишь в определенном диапазоне числа оборотов, а следовательно, и расхода  $\bar{G}_{в_0}$ . На рис. 2.3 даны типичные зависимости для к. п. д. компрессора у ГТД, предназначенных для сверхзвуковых и дозвуковых скоростей полета. Протекание к. п. д. компрессора здесь дается в зависимости от относительного изменения приведенного расхода воздуха  $\bar{G}_{в_0}$ . По рис. 2.3, с помощью рис. 2.1 и 2.2, можно оценить по величине  $\bar{G}_{в_0 \text{ расч}}$ , допустимо ли в намеченном термодинамическом расчете ГТД задаваться максимальным к. п. д. компрессора. Так, например, по рис. 2.3 видно, что при расчете взлетного режима сверхзвукового ТРД недопустимо задаваться максимальным к. п. д. компрессора, а следует принимать его на 3--7% ниже. Таким образом, влияние расчетного режима ГТД и условий полета на величину к. п. д. компрессора ( $\Delta\eta_{к2}$ ) оценивается по зависимостям рис. 2.3, основываясь на величине относительного изменения производительности компрессора в условиях полета по сравнению с условиями взлета —  $\bar{G}_{в_0}$ .

При этом  $\eta_{кн} = \eta_{к_0} + \Delta\eta_{к2}$ .

Если, например, при сверхзвуковом полете величина  $\bar{G}_{в_0} = 0,8$ , то из рис. 2.3 следует, что  $\eta_{кн} > \eta_{к_0}$  и, следовательно, максимальное расчетное значение к. п. д. компрессора нужно принимать только в условиях сверхзвукового полета, а в условиях взлета к. п. д. уменьшают на величину  $\Delta\eta_{к2}$ .

Когда при дозвуковом полете величина  $\bar{G}_{в_0} > 1,0$ , то из рис. 2.3 следует, что наоборот  $\eta_{кн} < \eta_{к_0}$  и, следовательно, максимальное расчетное значение к. п. д. компрессора нужно принимать только для взлетного режима, а в условиях полета к. п. д. уменьшают на величину  $\Delta\eta_{к2}$ .

При расчете ГТД на высотах, больших 11 км, может потребоваться дополнительное уменьшение выбранного значения к. п. д.

компрессора в связи с пониженным давлением, благодаря чему числа  $Re_k$  выходят за пределы зоны автомодельности (рис. 1.8). У малоразмерных ГТД ( $G_{в0} < 10 \text{--} 20 \text{ кг/сек}$ ), в особенности при применении узких лопаток ( $b_k < 20 \div 25 \text{ мм}$ ), влияние пониженного числа  $Re_k$  на к. п. д. компрессора может проявляться и на высотах, меньших 11 км. В стадии начального проектирования число  $Re_k$  возможно ориентировочно оценить в тех сравнительно редких случаях, когда известны геометрические размеры по компрессору прототипа или его продольный разрез:

$$Re_k = \frac{b_{ср} \cdot G_{в}}{g \cdot \mu_{ср} \cdot F_{ср}},$$

где средняя ширина лопаток компрессора

$$b_{ср} = \frac{b_1 + b_2 + \dots + b_n}{n} \quad [м]. \quad (1.4)$$

Средняя проходная площадь в тракте компрессора

$$F_{ср} = \frac{F_1 + F_2}{2} \quad [м^2], \quad (1.5)$$

а коэффициент вязкости  $\mu_{ср}$  берется по температуре

$$T_{ср} \cong \frac{T_2^* + T_{II}^*}{2}. \quad (1.6)$$

Если получаемые значения числа  $Re_k < 2.10^5$ , то величину  $\eta_k$  следует выбирать ниже максимальных значений для данного компрессора, используя зависимости, имеющиеся в литературе по лопаточным машинам. На рис. 1.8 даются ориентировочные зависимости такого типа, полученные статистическим путем, а в главе 7 — подробный пример оценки влияния числа  $Re$  на  $\eta_k$ . В тех случаях, когда необходимые геометрические размеры прототипа неизвестны, для предварительных расчетов ГТД ориентировочно полагают, что до высоты 14—18 км поправлять к. п. д. компрессора в связи с влиянием пониженного числа  $Re_k$  не требуется (у малоразмерных ГТД — до высот 8—11 км).

Что касается центробежных компрессоров, то максимальные значения адиабатического к. п. д. в одной ступени здесь обычно составляют  $\eta_k \approx 0,76 \text{--} 0,80$  и меньше зависят от величины  $G_{в0p}$  и числа  $Re_k$ . Верхний предел указанных значений обычно достигается в осецентрированных компрессорах, или при закрытых схемах крыльчаток.

Таким образом, при выборе величины адиабатического к. п. д. компрессора для проведения исходного термодинамического расчета двигателя необходимо учитывать целый ряд факторов:

1. Аэродинамическое совершенство ступеней компрессора ( $\eta_{пол}$ ).

2. Величину расчетной степени повышения давления в компрессоре  $\pi_k$ . [ $\eta_{kmax} = f(\pi_k, \eta_{пол})$ ].

3. Абсолютные размеры проектируемого компрессора [ $\Delta \eta_{кв} = f(G_{в0p})$ ].

4. Расчетный режим двигателя и условия полета [ $\Delta\gamma_{кз} = f(\overline{G_{в0}})$ ].  
 5. Влияние понижения числа  $Re$  на высотных режимах ГТД [ $\Delta\gamma_{кз} = f(Re_{к})$ ].

В итоге  $\gamma_{кз} = \gamma_{к\max} + \Delta\gamma_{к1} + \Delta\gamma_{к2} + \Delta\gamma_{к3}$ .

### § 1.3 Камера сгорания

В этом важнейшем элементе ГТД рабочее тело должно нагреваться до заданного значения температуры  $T_3^*$  ( $T_{\Phi}^*$ ) с минимальными потерями давления и тепла. Различают основные камеры сгорания, располагаемые перед турбиной ГТД, и форсажные, за которыми обычно располагается только реактивное сопло. В связи с отмеченным отличием эти два вида камер сгорания имеют свою специфику, которая существенна при выборе величины  $\sigma$  и  $\xi$ , необходимых для термодинамического расчета ГТД.

#### а) Основные камеры сгорания.

В этих камерах, в связи с их расположением между компрессором и турбиной ГТД, возможно применять весьма небольшие скорости потока и сравнительно невысокие степени подогрева ( $\frac{T_3^*}{T_2^*} \leq 2 \div 2,5$ ), соответствующие  $\alpha = 3 \div 5$ . Средняя скорость во входном сечении таких камер обычно соответствует  $\lambda_{к.с.} \ll 0,1 \div 0,15$ , благодаря чему полный напор в камере понижается незначительно. Поэтому процесс подвода тепла в них весьма близок к случаю  $p = const$ . Полное давление на выходе из основных камер сгорания равняется

$$p_3^* = p_2^* \cdot \sigma_{к.с.}$$

Величина  $\sigma_{к.с.}$ , учитывающая как гидравлические, так и тепловые сопротивления в основных камерах сгорания ГТД, обычно составляет

$$\sigma_{к.с.} = 0,92 \div 0,96.$$

При выборе значения  $\sigma_{к.с.}$  следует учитывать тип и назначение ГТД и камеры сгорания.

Что касается типа конструкции камер сгорания, то обычно лучшие результаты по  $\sigma_{к.с.}$  относятся к кольцевым камерам сгорания, а худшие — к трубчато-кольцевым и в особенности к индивидуальным камерам сгорания.

Тип ГТД и его назначение отражаются на габаритах турбокомпрессора и камеры сгорания, а это приводит к изменению уровня скорости потока в камере сгорания —  $\lambda_{к.с.}$ . При увеличении скорости  $\lambda_{к.с.}$  коэффициент  $\sigma_{к.с.}$  уменьшается. При проектировании газотурбинных двигателей чаще всего меньшие значения  $\sigma_{к.с.}$  для одинаковых типов камер сгорания получают на ТРД, а большие на ТРДД и ТВД.

Качество горения в камере характеризуется коэффициентом полноты сгорания. В основных камерах сгорания современных ГТД полнота сгорания обычно весьма высокая.

$$\xi_{к.с.} = 0,96 \div 0,985,$$

тогда

$$G_{\text{Тсек}} = \frac{G_{\text{в}} \cdot \kappa_{\text{охл}} \cdot (i_{\alpha=4}^* - i_{\alpha=\infty}^*)}{H_{\text{и}} \cdot \xi_{к.с.} - (i_{\alpha=4}^* - i_{\alpha=\infty}^*)} \cdot \kappa_{\alpha}, \quad (1.7)$$

где для отечественных керосинов —  $H_{\text{и}} = 10250 \div 10350 \frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$  (ГОСТ 4138—49, 7149—54 и ТУ 53555 на керосины Т-1, ТС-1 и Т-2). Зная величины  $\xi_{к.с.}$  и  $G_{\text{Тсек}}$ , по уравнению (1.7) можно вычислить среднемассовую температуру нагрева газа в камере сгорания —  $T_{\text{г}}^*$ . В практике расчетов характеристик ГТД выбранные значения  $\xi_{к.с.}$  и  $\sigma_{к.с.}$  принято сохранять постоянными. Обычно применяемое в расчетах значение  $H_{\text{и}} = 10250$  ккал/кг.

### б) Форсажные камеры сгорания

Диаметр этих камер обычно определяет габарит двигателя. Поэтому в них требуется применять более высокие скорости потока. Средняя скорость во входном сечении таких камер обычно соответствует  $\lambda_{\text{ф.к.}} = 0,2 \div 0,27$ . Поэтому потери полного давления в форсажных камерах сгорания достигают значительных величин. Полное давление на выходе из форсажных камер равняется:

$$P_{\text{ф}}^* = P_4^* \cdot \sigma_{\text{ф.к.}} \quad \text{— у ТРДФ,}$$

$$P_{\text{ф}}^* = P_{\text{см}}^* \cdot \sigma_{\text{ф.к.}} \quad \text{— у ТРДДФ,}$$

$$P_{\text{ф}}^* = P_{\text{II}}^* \cdot \sigma_{\text{II}} \cdot \sigma_{\text{ф.к.}} \quad \text{— у ТРДДФ}^{\text{II}}.$$

Здесь  $\sigma_{\text{ф.к.}} = \sigma_{\text{x}} \cdot \sigma_{\text{т}}$ .

$\sigma_{\text{x}} = 0,92 \div 0,95$  — коэффициент восстановления полного давления при «холодной» продувке форсажной камеры.  
 $\sigma_{\text{т}}$  — коэффициент, характеризующий понижение полного давления в камере вследствие теплового сопротивления.

Коэффициент  $\sigma_{\text{x}}$  обычно принимают постоянным на всех режимах.

Величина  $\sigma_{\text{т}}$  зависит от режима работы двигателя (степени форсажа, скорости  $\lambda_{\text{ф.к.}}$ ) и конструкции форсажной камеры.

В главе 6 дается расчетная зависимость  $\sigma_{\text{т}} = f \left( \lambda_{\text{ф.к.}}, \frac{T_{\text{ф}}^*}{T_{\text{вх ф.к.}}} \right)$

для случая подвода тепла в трубе постоянного сечения, которой можно пользоваться для оценки величины  $\sigma_{\text{т}}$  при проектных расчетах ТРДФ и ТРДДФ (рис. 6.5). При этом следует иметь в виду, что у современных ТРДФ наиболее употребительны следующие диапазоны:

$$\lambda_{\text{ф.к.}} = 0,22 \div 0,25,$$

$$T_{\text{ф.макс}}^* = 1800 \div 2000 \text{ } ^\circ\text{K} (\alpha_{\text{ф.мин}} \cong 1,15 \div 1,35).$$

Полнота сгорания в форсажных камерах обычно получается меньшей, чем в основных, и зачастую сильно зависит от степени

форсажа ( $\alpha_{\text{ф}}$ ) и абсолютных величин давления и температуры на входе в форсажную камеру.

Значения полноты сгорания в форсажных камерах современных ГТД обычно находятся в диапазоне  $\xi_{\text{ф-к}} = 0,88 \div 0,95$ , при этом меньшие значения соответствуют большим степеням форсажа.

В предварительных проектных расчетах обычно принимают  $\xi_{\text{ф-к}} = \text{const}$ .

В таких случаях выбирают величину  $\xi_{\text{ф.к.}}$  в диапазонах

$$\xi_{\text{ф.к.}} = 0,92 \div 0,95, \text{ если } \alpha_{\text{ф}} \approx 2,0;$$

$$\xi_{\text{ф.к.}} = 0,88 \div 0,92, \text{ если } \alpha_{\text{ф}} \approx 1,3.$$

На больших высотах полета при понижении давления в форсажной камере  $P_{\text{ф}}^*$  ниже  $0,5 \div 1,0 \text{ кг/см}^2$  полнота сгорания уменьшается. В этих случаях для оценки величины  $\xi_{\text{ф-к}}$  следует пользоваться указаниями специальной литературы. В предварительных расчетах величину  $\xi_{\text{ф-к}}$  можно принимать по нижнему пределу указанных выше значений.

#### § 1.4. Турбина

Важнейший элемент ГТД — газовая турбина — приводит во вращение компрессор, воздушный винт, агрегаты, обслуживающие двигатель и самолетные системы, и т. п. Большинство современных ГТД имеет многоступенчатые осевые турбины.

К настоящему времени в лучших осевых турбинах достигнут высокий уровень аэродинамического совершенства, который, как и в случае компрессора, может быть охарактеризован величиной политропического к. п. д.

$$\eta_{\text{пол}} = \frac{H_{\text{пол}}}{H_{\text{пол}} + H_{\text{г}}} = \frac{k}{\frac{k-1}{n-1}}$$

где  $H_{\text{пол}}$  — политропическая работа расширения,

$H_{\text{г}}$  — работа гидравлических сопротивлений.

Использование политропического к. п. д. удобно при оценке к. п. д. многоступенчатых турбин, так как при равном совершенстве ступеней его величина не зависит от их числа в турбине и от величины  $p_{\text{ст}}$ . Максимальные значения достигнутого политропического к. п. д. современных турбин составляют:  $(\eta_{\text{пол}})_{\text{max}} = 0,91 \div 0,93$ .

В зависимости от нагруженности ступеней, возможности обеспечить минимальный радиальный зазор, тщательности изготовления, весовых соображений и т. п. значения политропического к. п. д. у современных осевых турбин могут получаться на несколько процентов меньше указанных выше максимально-достигнутых значений. Так, например, для выполненных ступеней характерны следующие значения политропического к. п. д.:

неохлаждаемые ступени при оптимальной нагрузке  $H_{ст} \approx 30 \div 50$  ккал/кг) —  $\eta_{пол} = 0,90 \div 0,91$ ;

сильно нагруженные неохлаждаемые ступени ( $H_{ст} \approx 60 \div 70$  ккал/кг) —  $\eta_{пол} = 0,87 \div 0,89$ ;

сильно нагруженные ступени с охлаждением —  $\eta_{пол} = 0,86 \div 0,89$ .

Таким образом, оценивая величины  $\pi_T$  и  $T_3^*$  и наметив число ступеней турбины, можно ориентировочно определить их нагруженность, а по ней — ожидаемую величину политропического к. п. д.

В стадии проектного термодинамического расчета нагруженность ступеней турбины возможно оценить только по величине

$$\text{потребного теплоперепада турбины: } H_T = \frac{k}{k-1} ART_3^* \left[ 1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k}{k-1}}} \right] \cdot \eta_T,$$

где  $\eta_T$  условно принимаем равным 0,9.

Откуда

$$H_{ст} = \frac{H_T}{z} \approx \frac{0,25}{z} \cdot T_3^* \left[ 1 - \frac{1}{\pi_T^{0,25}} \right].$$

При оценке величины  $H_{ст}$  удобно использовать вспомогательные таблицы  $\left[ 1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k}{k-1}}} \right] = f(\pi_T)$  (приложение 5).

В дальнейшем, при расчете основных размеров турбокомпрессора, появляется возможность уточнить выбранное значение к. п. д., пользуясь более строгим критерием нагруженности  $\frac{U}{C_{ад}}$ . Окончательное значение к. п. д. турбины определяется в результате ее газодинамического расчета.

Иногда нагруженность ступеней турбины определяют заранее, исходя из требуемых значений к. п. д., весовых соображений и т. п. При этом принимают во внимание, что применение ступеней с высокими значениями к. п. д., приводящее к некоторому утяжелению турбины, предпочтительнее для тех ГТД, у которых в задании на проектирование особо оговаривается низкий удельный расход топлива, или которые предназначаются для самолетов большой дальности. Сильно нагруженные ступени у современных ГТД чаще всего применяются в высокотемпературных турбинах в качестве первых ступеней с целью значительного снижения температуры газа в последующих ступенях. Иногда требования к весу ГТД заставляют идти на уменьшение числа ступеней, что приводит к максимальной нагруженности всех ступеней турбины. Такая нагруженность может оказаться целесообразной для скоростных, маневренных и легких самолетов.

При расчетах и экспериментах по газотурбинным двигателям, а также при расчете турбин политропический к. п. д. не нашел применения, здесь обычно пользуются адиабатическим к. п. д. турбины (рис. 1.4.)

$$\eta_{Т} = \frac{H_{Т}}{H_{ад \cdot Т}} = \frac{H_{пол} + H_{г}}{H_{ад \cdot Т}} = \eta_{пол} \cdot \frac{H_{пол}}{H_{ад \cdot Т}};$$

$$H_{Т} = i_{3}^{*} - i_{4}^{*} = H_{ад \cdot Т} \cdot \eta_{Т};$$

$$H_{ад \cdot Т} = i_{3}^{*} - i_{4ад}^{*} = \frac{k}{k-1} ART_{3}^{*} \left( 1 - \frac{1}{\pi_{Т}^{\frac{k}{k-1}}} \right).$$

Величины  $i_{4ад}^{*}$  (при расчетах ТВД) или  $\pi_{Т}$  (при расчетах ТРД) находят по уравнению адиабаты:

$$T_{4ад}^{*} = T_{3}^{*} \frac{1}{\frac{k-1}{\pi_{Т}^{\frac{k}{k-1}}}}$$

или, применяя термодинамическую функцию  $\pi(T)$ :

$$\pi(T_{4ад}^{*}) = \pi(T_{3}^{*}) \cdot \frac{1}{\pi_{Т}}$$

В случае ТВД величину  $H_{Т}$  вычисляют, задаваясь  $\pi_{Т} = \frac{P_{3}^{*}}{P_{4ад}^{*}}$  и  $\eta_{Т}$ .

Для ТРД величина  $H_{Т}$  известна —  $H_{Т} = H_{к} \cdot \frac{G_{н}}{G_{г}}$ ; в этом случае величину  $\pi_{Т}$  вычисляют, определяя

$$i_{4ад}^{*} = i_{3}^{*} - \frac{H_{Т}}{\eta_{Т}}.$$

На рис. 1.5. показана зависимость величины адиабатического к. п. д. турбины от степени расширения в турбине при различных значениях выбранного политропического к. п. д. [12]. Из графика видно, что в противоположность компрессору у турбины при  $\eta_{пол} = const$  в связи с так называемым «возвратом тепла», значения адиабатического к. п. д. возрастают при увеличении степени расширения. Благодаря «возврату тепла» в лучших многоступенчатых авиационных газовых турбинах ( $\eta_{пол} \approx 0,91 \div 0,92$ ) достигнуты высокие значения адиабатического к. п. д.<sup>1</sup>

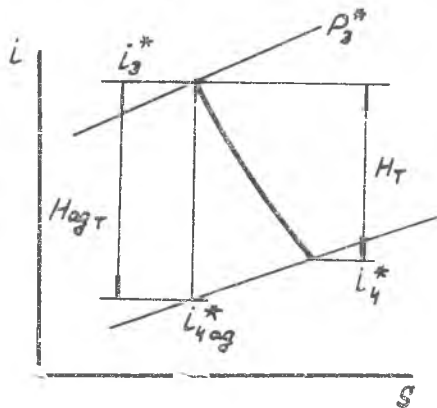


Рис. 1.4. Диаграмма  $i-S$  процесса расширения в турбине

$$\eta_{Т} = 0,93 \div 0,94.$$

<sup>1</sup> Как следует из определения к. п. д., энергия выходящих из турбины газов используемая для создания реактивной тяги ГТД, не включается в потери авиационной газовой турбины, что несколько повышает абсолютные значения достигнутых к. п. д. по сравнению с к. п. д. стационарных ГТУ.

По рис. 1.5 можно установить, что значения адиабатического к. п. д. ступени ( $\eta_{ст}$ ) у одноступенчатых осевых турбин ( $\pi_{т\text{ расч.}} \approx 2 \div 2.5$ ) мало отличаются от значений политропического к. п. д. ( $\eta_{ст} > \eta_{пол}$  примерно на  $0.5 \div 1.0\%$ ). В литературе по турбинам чаще встречаются рекомендации по выбору величины  $\eta_{ст}$ . Рис. 1.5. позволяет при оценке к. п. д. многоступенчатой турбины пользоваться как величиной  $\eta_{пол}$ , так и  $\eta_{ст}$  (принимая ориентировочно  $\pi_{ст} \approx 2 \div 2.5$ ).

Графиком рис. 1.5 следует пользоваться при назначении адиабатического к. п. д. турбины, после того как выбраны величины  $\pi_k$  и  $T_3^*$ , у и  $\eta_{пол}$  (или  $\eta_{ст}$ ).

Для предварительной оценки величины  $\pi_t$  по выбранным значениям  $\pi_k$ ,  $T_3^*$ , у на рис. 1.6 для ТРД и ТРДД даются соответствующие графические зависимости, полученные расчетным путем.

В случае ТВД величину  $\pi_t$  оценивают непосредственно:

$$\pi_t = \frac{p_3^*}{p_{4\text{ив}}^*};$$

где  $p_3^* = p_1 \cdot \pi_k \cdot \sigma_{к.с.}$  и  $p_{4\text{ив}}^* = p_{п} \cdot \pi_{с\text{ив}}$

Величина  $\pi_{с\text{ив}}$  берется по типовым зависимостям для ТВД (рис. 7.3  $\div$  7.5)

В случае турбовальных ГТД (ТВд) для предварительной оценки допустимо принимать  $\pi_t \approx \pi_k \cdot \sigma_{к.с.} \cdot \sigma_{вх} \cdot 0.95$

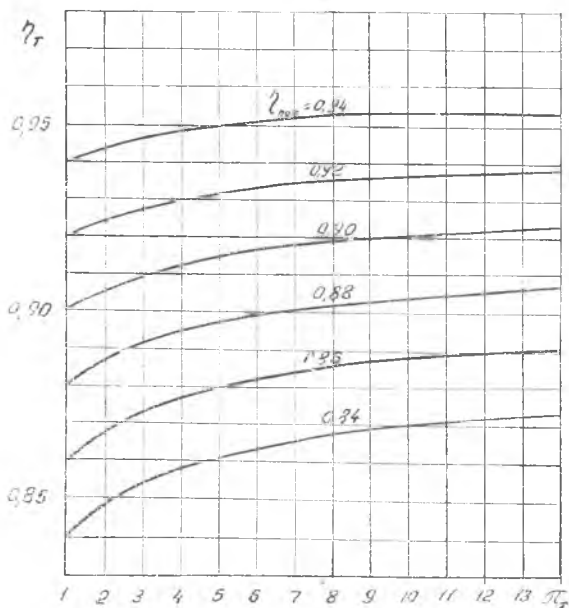


Рис. 1.5. Зависимость достижимых значений адиабатического к.п.д. многоступенчатой турбины от степени расширения при неизменных значениях к.п.д. ступеней

При проектировании ГТД небольших размеров (например при  $A_3 = 200 \div 300$  см<sup>2</sup>), особенно в случае применения больших  $\pi_k$  и  $T_3^*$ , на величине к. п. д. турбины начинают заметно сказываться малые абсолютные размеры элементов ее проточной части (влияние радиального зазора, пограничного слоя на стенках тракта и т. п.).

В этих случаях при выборе коэффициента полезного действия понижение его относительно рекомендованных значений ( $\Delta\eta_t$ ) можно



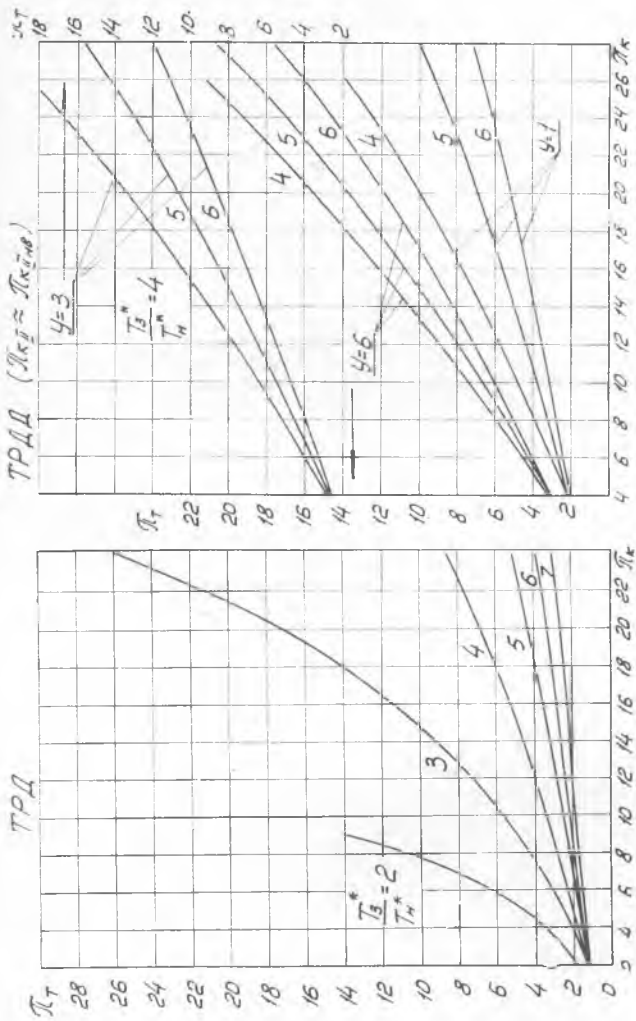


Рис. 1.6. Зависимости степени расширения в турбине от  $T_3$  и  $T_3^*$  для TRD и TRDD

ориентировочно принимать по зависимостям рис. 1.7, полученным статистическим путем.

До сих пор рассматривался выбор максимальных значений к. п. д. турбины. В отличие от компрессоров у турбин ГТД зачастую возможно обеспечить максимальное значение к. п. д. на всех рабочих режимах двигателя. Это вытекает из особенностей совместной работы элементов ГТД, благодаря которым турбины ТРД и ТРДД работают газодинамически почти в одной точке своей характеристики, а смещение рабочей точки турбины у ТВД обычно уменьшает ее к. п. д. на важнейших режимах лишь на 0,5÷1,0%. В связи с этим при предварительных термодинамических расчетах ГТД часто принимают  $\eta_T = \text{const}$ .

Однако при расчете ГТД на высотных режимах иногда требуется уменьшить к. п. д. турбины, когда в связи с понижением давления, числа  $Re_T$  выходят за пределы зоны автомодельности. При этом у выполненных ТВД на высотах 6÷9 км уменьшение к. п. д. турбины вследствие пониженного числа  $Re_T$  обычно достигает 1÷2%. У ТРД, в связи с большим давлением  $p_4$ , аналогичное влияние числа  $Re_T$  проявляется на больших высотах ( $H > 11 \div 14$  км). У малоразмерных ГТД ( $G_{в.о.} < 10 \div 20$  кг/сек), в особенности при применении узких лопаток ( $b_T < 25 \div 30$  мм) влияние понижения числа  $Re$  на к. п. д. турбины может сказаться и на меньших высотах.

В стадии проектирования число  $Re_T$  возможно ориентировочно оценить в тех сравнительно редких случаях, когда известны геометрические размеры по турбине прототипа, или его продольный разрез:

$$Re_T = \frac{b_{ср} \cdot G_T}{g \cdot \mu \cdot F_{ср}};$$

формулы для определения  $b_{ср}$ ,  $F_{ср}$ ,  $\mu_{ср}$  аналогичны формулам — (1.4, 1.5, 1.6).

Если получаемые значения числа  $Re_T < 1,5 \div 2 \cdot 10^5$ , то следует выбирать значения  $\eta_T$  — ниже максимальных значений для данной турбины, используя зависимости, имеющиеся в литературе по лопаточным машинам. На рис. 1.8 даются ориентировочные зависимости такого типа, полученные статистическим путем, а в главе 7 — подробный пример оценки влияния числа  $Re$  на  $\eta_T$  и  $\eta_k$ . В тех случаях, когда геометрические размеры по прототипу неизвестны, для предварительных расчетов можно принимать к. п. д. турбины на 1-2% меньшим, когда расчетные высоты полета проектируемого типа ГТД соответствуют указанным выше диапазонам для ТВД и ТРД.

Что касается центростремительных турбин, которые иногда применяются на малоразмерных ГТД, то здесь максимальные значения адиабатического к. п. д. в одной ступени обычно составляют 0,82÷0,85 и они меньше зависят от абсолютных размеров турбины и числа  $Re_T$ .

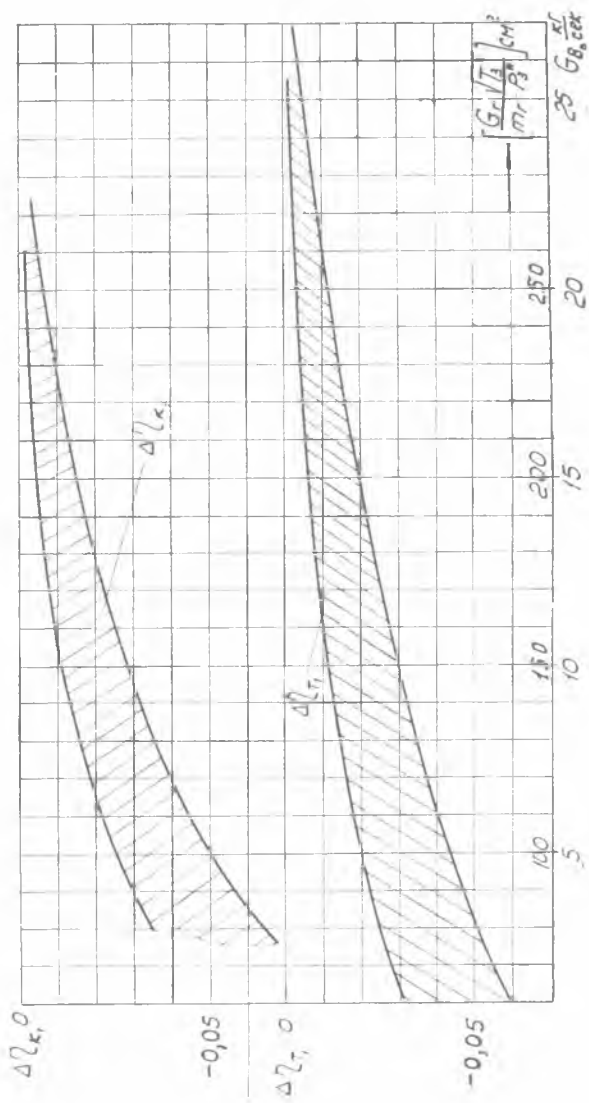


Рис. 1.7. Зависимости для ориентировочной оценки влияния абсолютных размеров осевой турбины и осевой турбины на их адиабатический к.п.д.

Таким образом, при выборе величины адиабатического к. п. д. турбины для проведения исходного термодинамического расчета двигателя необходимо учитывать целый ряд факторов:

1. Аэродинамическое совершенство ступеней турбины ( $\eta_{пол}$  или  $\eta_{ст}$ ).
2. Величину расчетной степени понижения давления в турбине  $\pi_T$   

$$[\eta_{Tmax} = f(\pi_T, \eta_{пол})]$$
3. Абсолютные размеры проектируемой турбины [ $\Delta\eta_{T1} = f(A_3)$ ].
4. Влияние понижения числа  $Re$  на высотных режимах [ $\Delta\eta_{T2} = f(Re_T)$ ].

В итоге  $\eta_{T} = \eta_{Tmax} + \Delta\eta_{T1} + \Delta\eta_{T2}$ .

### Учет затрат расхода воздуха на охлаждение турбин

Для охлаждения турбины обычно применяют воздух, отбираемый за компрессором, или из вторичной зоны камеры сгорания. Расход воздуха на охлаждение оценивают в процентах от общего расхода через компрессор в месте отбора. При существующих методах конвективного охлаждения необходимый отбор воздуха (вместе с утечками через лабиринты) ориентировочно можно принимать следующим:

при  $T_3^* \leq 1150 \div 1200$  К —  $\bar{G}_{охл} \approx 1 \div 2$  %

при  $T_3^* \approx 1220 \div 1320$  К —  $\bar{G}_{охл} \approx 2 \div 3$  %

при  $T_3^* \approx 1350 \div 1400$  К —  $\bar{G}_{охл} \approx 3 \div 4$  %

при  $T_3^* \approx 1420 \div 1550$  К —  $\bar{G}_{охл} \approx 4 \div 7$  %

У малоразмерных ГТД ( $\bar{G}_{во} < 10 \div 20$  кг/сек), и в особенности на вертолетных ТВД, обычно используют повышенные отборы воздуха на охлаждение. Увеличенные отборы  $\bar{G}_{охл}$  иногда применяют также и на крупноразмерных ГТД для повышения ресурса и надежности. В этих случаях обычно используются расходы  $\bar{G}_{охл}$  в 1,5–2,0 раза больше, чем указанные выше минимально-необходимые значения.

Большинство выполненных ГТД имеет простейшие системы охлаждения, в которых величина отбора охлаждающего воздуха не регулируется. В этих случаях в расчетах принимают  $\bar{G}_{охл} = \text{const}$ , а величину  $\bar{G}_{охл}$  оценивают по значению максимальной температуры  $T_3^*$  у данного ГТД. В последние годы разработаны системы с регулированием расхода охлаждающего воздуха в зависимости от режима. В таких случаях величину  $\bar{G}_{охл}$  при взлете и в высотных условиях принимают различной, в зависимости от температуры  $T_3^*$ .

При термодинамическом расчете ГТД наиболее употребительна упрощенная методика учета потерь на охлаждение турбины, в которой принимается, что охлаждающий воздух полностью не

участвует в работе турбины<sup>1</sup> (или того каскада турбины, который охлаждается):

$$G_{Г_3} = G_B - G_{охл} + G_{Тсек} = G_B \cdot K_{охл} + G_{Тсек};$$

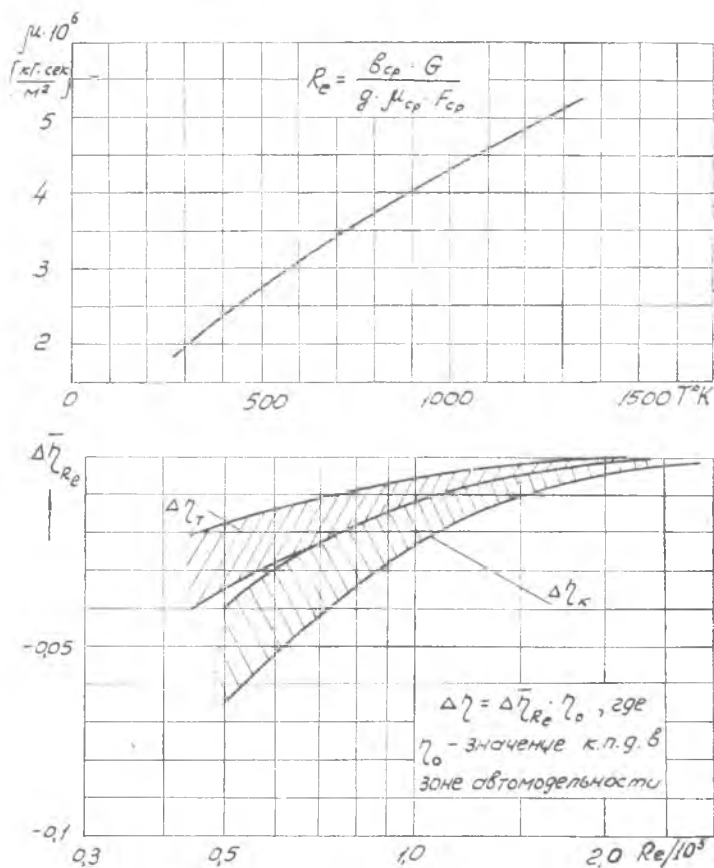


Рис. 1.8. Зависимости для ориентировочной оценки влияния числа  $Re$  на адиабатический к.п.д. осевого компрессора и осевой турбины

Откуда

$$K_{охл} = \frac{G_B - G_{охл}}{G_B},$$

$$N_T = \frac{427 \cdot G_{Г_1} \cdot H_T}{75}$$

Мощность, потребляемая компрессором, при этом, естественно, не изменяется:

$$N_K = \frac{427 \cdot G_B \cdot H_K}{75 \cdot \eta_M}$$

<sup>1</sup> В проектных термодинамических расчетах, когда турбина еще не разделена на каскады, часто условно полагают все ступени охлаждаемыми.

Изменение температуры газа и потерь давления в турбине в связи с применением охлаждения обычно не принимают во внимание, хотя при отборе воздуха от вторичной зоны камеры сгорания иногда считают:  $T_{\text{охл}}^* = T_2^* + (10 \div 15^\circ)$ , а у высокотемпературных турбин часто вычисляют состояние газа за турбиной следующим образом:

$$i_4^* = \frac{i_{4г}^* \cdot G_{гз} + i_{\text{охл}}^* \cdot G_{\text{охл}}}{G_{гз} + G_{\text{охл}}}$$

Так как в многоступенчатых турбинах обычно охлаждаются только ступени высокого давления, то в детальном термодинамическом расчете величину  $G_{\text{охл}}$  учитывают только в этом каскаде. При втекании охлаждающего воздуха в тракт может ухудшиться к. п. д. турбины. Степень ухудшения зависит от величины расхода охлаждающего воздуха, а также от конструктивного выполнения охлаждаемых деталей. Понижение к. п. д. вследствие охлаждения турбины следует учитывать лишь при весьма больших расходах  $G_{\text{охл}}$ . Так, например, при  $G_{\text{охл}} \approx 4 \div 5\%$  может иметь место понижение к. п. д. у охлаждаемого каскада турбины приблизительно на  $0,5 \div 1,0\%$ .

#### Учет дополнительных затрат мощности турбин ГТД

Турбина ГТД приводит во вращение, помимо компрессора, моторные агрегаты, регуляторы, коробки приводов, силовые редукторы и т. д. Кроме этого, часть мощности турбины затрачивается на преодоление трения в подшипниках. Эти дополнительные затраты мощности обычно относят ко всей мощности турбины и оценивают величиной механического к. п. д.

$$\gamma_{\text{м}} = \frac{N_{\text{т}} - N_{\text{м}}}{N_{\text{т}}}$$

где  $N_{\text{м}}$  — дополнительные затраты мощности турбины, необходимые для работы двигателя (затраты на привод самолетных агрегатов учитывают отдельно при компоновке конкретного самолета).

Величина механического к. п. д. у ГТД, отнесенная ко всей мощности турбины, обычно составляет

$$\gamma_{\text{м}} = 0,97 \div 0,995.$$

Выбор значения механического к. п. д. в первую очередь зависит от размеров двигателя. Обычно авиационные ГТД имеют следующие значения механического к. п. д.

при $G_{\text{в.г}} \geq 40 \div 60$ кг/сек	— $\gamma_{\text{м}} \approx 0,99 \div 0,995$
при $G_{\text{в.г}} = 10 \div 25$ кг/сек	— $\gamma_{\text{м}} \approx 0,98 \div 0,99$
при $G_{\text{в.г}} \leq 2 \div 5$ кг/сек	— $\gamma_{\text{м}} \leq 0,97 \div 0,985$

Значения механического к. п. д. у ГТД небольших размеров получаются обычно меньшими потому, что дополнительные затраты мощности ( $N_{\text{м}}$ ) изменяются во многих случаях непропорционально размерам ГТД. У ТРД, в связи с отсутствием силового ре-

дуктора, абсолютная величина  $N_M$  меньшая, но и мощность турбины также меньшая, чем у ТВД. Поэтому во многих случаях значения  $\eta_M$  допустимо выбирать без учета типа ГТД. Однако бывают случаи, когда к. п. д. редуктора учитывают отдельно:

$$N_B = N_e \cdot \eta_{ред.}$$

В многовальных ГТД обычно оказывается целесообразным привод регуляторов, агрегатов и т. п. производить только от одного из каскадов (чаще всего от каскада ВД). В этом случае указанные значения  $\eta_M$  уменьшают, относя  $N_M$  к мощности турбины одного из каскадов.

При сверхзвуковых скоростях полета абсолютное значение мощности турбины у ГТД — возрастает, а величина  $N_M$  остается практически неизменной, в таких случаях следует выбирать максимальные значения механического к. п. д.

### § 1.5. Выходное сопло

В выходном сопле происходит преобразование располагаемого теплоперепада в кинетическую энергию выходящей из двигателя струи. Такое преобразование необходимо производить с минимальными потерями. Влияние этих потерь на величину реактивной тяги ГТД особенно велико при сверхзвуковых скоростях полета.

Потери в выходных соплах ГТД принято оценивать величиной  $\varphi_c$ .

$$\varphi_c = \frac{c_5}{c_{5ад}} = \frac{\lambda_{5ад}}{\lambda_5} \quad (\text{см. рис. 1.9})$$

При этом коэффициент восстановления полного давления в сопле определяется по соотношению:

$$\begin{aligned} \sigma_c &= \frac{\pi(\lambda_{5ад})}{\pi(\lambda_5)} = \\ &= \frac{\left[ 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \frac{\lambda_5^2}{\varphi_c^2} \right]^{\frac{k}{k-1}}}{\left[ 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_5^2 \right]^{\frac{k}{k-1}}} \quad (1.8) \end{aligned}$$

Для ТРД и ТРДД, имеющих относительно большие располагаемые перепады давлений в сопле ( $\pi_c > 2 \div 4$ ), обычные величины  $\varphi_c$  составляют:

$$\varphi_{cрасч} = 0,975 \div 0,98.$$

Верхний предел значений  $\varphi_c$  обычно соответствует профилированным нерегулируемым соплам. При  $\varphi_c = 0,975$  согласно уравне-

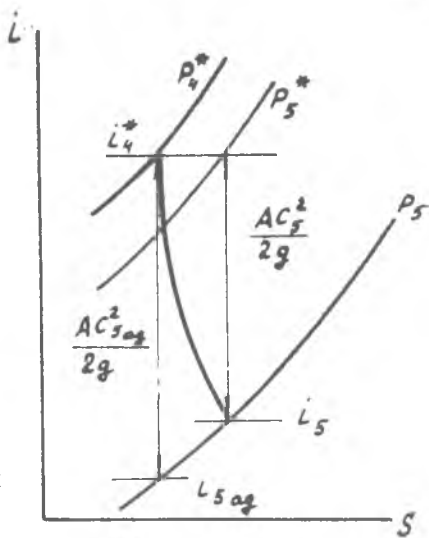


Рис. 1.9 Диаграмма  $i-S$  процесса расширения в выходном сопле ГТД

нию (1.8) величина  $\sigma_{с,кр} \cong 0,98$ . Эта величина часто употребляется при вычислении площади критического сечения выходного сопла. В предварительных расчетах ТРД, когда конструкция сопла еще не установлена, рекомендуется принимать стандартное значение —  $\varphi_c = 0,975$ .

У нерегулируемых суживающихся сопел, допустимо в различных условиях полета принимать  $\varphi_c = \text{const}$ . Что касается сверхзвуковых сопел, то их характеристики в нерасчетных условиях обычно ухудшаются. Поэтому в условиях взлета, например, значения  $\varphi_c$  даже у регулируемых сверхзвуковых сопел могут получаться меньшими, чем в расчетных условиях. В связи с этим для регулируемых сверхзвуковых сопел различных конструкций (в том числе и для эжекторных) можно принимать на взлетном режиме:

$$\varphi_{с_0} = 0,95 \div 0,975.$$

Для ТВД характерен значительно меньший располагаемый перепад давлений на сопло ( $\pi_c \cong 1,1 \div 1,5$ ). Кроме того, конфигурация проточной части сопла у ТВД, как правило, не конфузурная, а несколько диффузорная, или близкая к случаю  $F = \text{const}$ . Все это способствует тому, что относительные потери в сопле ТВД всегда получаются большими, чем у ТРД, поэтому значения  $\varphi_c$  у ТВД получаются меньшими и составляют —  $\varphi_c = 0,85 \div 0,95$ . Наименьшие значения  $\varphi_c$  обычно соответствуют соплам с большей диффузорностью. В расчетах ТВД рекомендуется принимать  $\varphi_c = 0,90 = \text{const}$ .

Что касается выхлопных труб турбовальных авиационных ГТД (например, у вертолетных ГТД), то они зачастую весьма сложны по конструкции и имеют значительную диффузорность. Определение потерь в них обычно требует специальных продувок. Однако, учитывая, что выходную скорость у этих сопел стремятся свести к минимальным значениям ( $\pi_c \cong 1,02 \div 1,08$ ), расчетом реактивной тяги у турбовальных ГТД во многих случаях можно пренебречь. Если же в проектном задании указана максимально допустимая величина реактивной тяги, то для турбовальных ГТД ориентировочно можно принимать

$$\varphi_c \cong 0,70 \div 0,8.$$

При полном расширении расчетная величина скорости на выходе из сопла равняется

$$c_5 = \varphi_c \cdot \sqrt{2g \frac{c_p}{A} \cdot T_5^* \left[ 1 - \frac{1}{\frac{k-1}{k} \pi_c} \right]}, \quad (1.9)$$

где в случае ТРД:

$$\pi_c = \frac{P_4^*}{P_n};$$



для ТРДФ

$$\pi_c = \frac{P_4^* \cdot \sigma_x \cdot \sigma_T}{P_n};$$

для ТРДД

$$\pi_{c_{II}} = \frac{P_{2II}^* \cdot \sigma_{II}}{P_n} \quad \text{и} \quad \pi_{c_I} = \frac{P_4^* \cdot \sigma_I}{P_n};$$

у ТРДД со смешением потоков

$$\pi_c = \frac{P_{см}^*}{P_n}.$$

Коэффициент восстановления полного давления в выхлопном тракте внешнего контура ТРДД зависит от скорости на выходе из вентилятора ( $\lambda_2$ ), конструкции и длины тракта и обычно составляет

$$\sigma_{II} = 0,99 \div 0,95,$$

где большие значения  $\sigma_{II}$  обычно соответствуют коротким оболочкам II контура у ТРДД с большой двухконтурностью. Коэффициент восстановления давления в выхлопном тракте внутреннего контура в основном зависит от конструкции и длины этого узла и обычно составляет:  $\sigma_I = 0,98 \div 0,99$ .

Потери реактивной тяги ГТД в выходном сопле возникают не только из-за гидравлических сопротивлений, но и в результате неполного расширения.

Если при полном расширении в выходном сопле  $p_5 = p_n$  и

$$R = \frac{G_r \cdot c_5}{g} - \frac{G_n \cdot V}{g}, \quad (1.10)$$

то при неполном расширении величина  $c_5$  снижается, так как  $p_5 >$

$> p_n$  и величина  $\pi_c = \frac{P_4^*}{p_5}$  становится меньше.

В этом случае расчет тяги ведут по уравнению

$$R = \frac{G_r \cdot c_5}{g} - \frac{G_n \cdot V}{g} + F_5(p_5 - p_n). \quad (1.11)$$

Многочисленные эксперименты и теоретические исследования [15] показали, что в диапазоне располагаемых перепадов давлений  $\pi_c \cong 2 \div 4$ , соответствующих дозвуковым скоростям полета ГТД, величина потерь реактивной тяги практически не зависит от неполноты расширения в сопле. В таких случаях предпочтительнее пользоваться уравнением (1.10) как более простым. В диапазоне значений  $\pi_c \cong 10 \div 20$ , соответствующих сверхзвуковым скоростям полета ГТД, габарит сопла ( $D_c = f(F_5)$ ) при полном расширении ( $\pi_{c_{п.р}}$ ) может превысить заданный габарит двигателя. В этих случаях, по рис. 1.10 подбирают такую степень

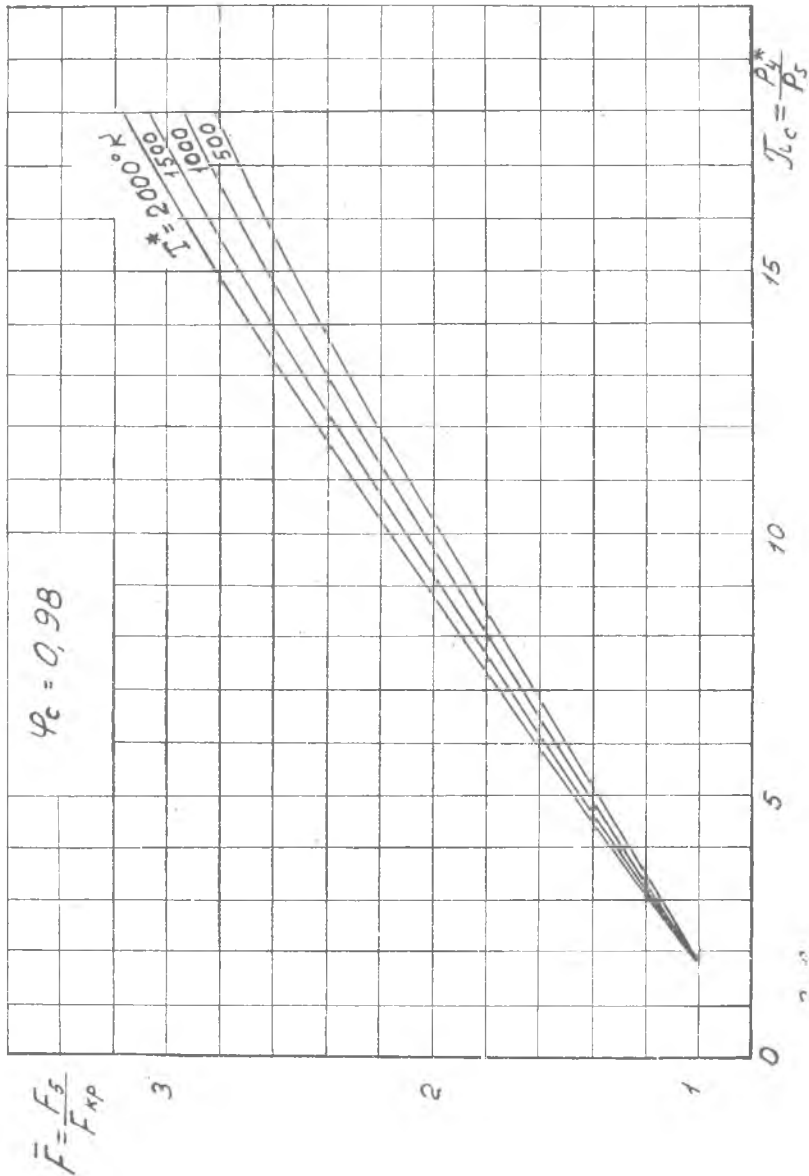


Рис. 1.10. Зависимость потребного уширения сверхзвуковой части сопла ГТД от располагаемого перепада давлений

уширения сверхзвуковой части сопла (и соответственно величину  $\pi_c$ ), которая укладывалась бы в заданный габарит. Тогда  $p_5 = p_n \frac{\pi_{с.п.р}}{\pi_c}$  и величину тяги вычисляют по уравнению (1.11). Когда при полном расширении величина  $\frac{F_5}{F_{габ}}$  не превышает  $1,15 \div 1,25$ , указанная поправка давления  $p_5$  практически не отражается на величине тяги [15]. В этом случае в предварительных расчетах допустимо пользоваться для расчета тяги уравнением (1.10).

---

## Глава 2

### О ВЫБОРЕ И ОЦЕНКЕ РАСЧЕТНЫХ РЕЖИМОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Условия эксплуатации ГТД весьма разнообразны. Барометрическое давление, скорость и температура на входе в двигатель, а также температура и давление газа перед турбиной обычно изменяются в весьма широких пределах.

В связи с этим при проектировании ГТД стремятся учесть требования по экономичности, по тяге, по прочности, по запасу устойчивости и др. на основных эксплуатационных режимах. Выбор параметров ГТД производится при этом с учетом требований к характеристикам двигателя на наиболее важных режимах. К последним чаще всего относят высотный крейсерский и высотный номинальный режимы, взлетные режимы в условиях СА и РАТУ (как например:  $t_n = +30^\circ\text{C}$  и  $p_n = 730$  мм рт. ст.), полет вблизи земли при максимально-допустимом скоростном напоре и ряд других режимов.

При дипломном или курсовом проектировании, когда выбор параметров не является специальной темой проекта, произвести подобную всестороннюю проработку характеристик ГТД не представляется возможным. Поэтому студенту при выборе исходных параметров ГТД из многочисленных условий эксплуатации целесообразно принимать во внимание лишь некоторый минимум, как например:

а) Полет летательного аппарата на расчетной высоте с расчетной скоростью,

б) взлет летательного аппарата в условиях СА.

На первом режиме ГТД эксплуатируется большую часть своего ресурса. А второй режим, хотя и является кратковременным, обычно — один из самых напряженных по параметрам рабочего процесса.

Когда выбор исходных параметров ГТД производится в условиях полета, необходимость их оценки также и для условий взлета чаще всего связана со следующими обстоятельствами.

1. Обычно в проектном задании бывает оговорена величина потребной тяги ГТД при взлете и поэтому требуется рассчитать, при каких параметрах двигателя возможно обеспечить заданную взлетную тягу.

2. Целый ряд ГТД в условиях взлета имеет большую степень повышения давления и большую производительность компрессора, чем в условиях полета; в этих случаях расчет параметров двигателя в условиях взлета необходим также и для исходного проектирования его турбокомпрессора.

Таким образом, хотя исходный термодинамический расчет современных ГТД производится обычно в условиях полета ( $H_{расч}$ ,  $M_{расч}$ ) оценка параметров проектируемого двигателя в условиях взлета необходима уже в начальной стадии проектирования. Проблема принципиально не изменяется, если исходный термодинамический расчет оказывается целесообразным производить для условий взлета.

Пересчет параметров выполненного двигателя из одних условий полета в другие является обычной задачей, решаемой при расчете высотно-скоростных характеристик ГТД [1], [5]. Для выполненного ГТД при этом обычно известны: распределение работ между каскадами турбокомпрессора в расчетных условиях, программа регулирования двигателя, а также характеристики компрессора и турбины.

В стадии начального проектирования ГТД у студента все эти материалы, как правило, отсутствуют. Более того, только на основе намечаемых термодинамических расчетов появляется возможность рассчитать основные параметры турбокомпрессора, произвести наиболее выгодное распределение работы сжатия между каскадами и газодинамические расчеты турбины и компрессора [12]. В связи с этим методика таких термодинамических расчетов обычно составляют исходя из упрощенных представлений характеристик турбины и компрессора и условного представления ГТД в одной схеме.

В излагаемой ниже методике пересчета основных параметров ГТД ( $\pi_k$ ,  $G_{в_0}$ ,  $\eta_k$  и др.) из одних условий полета в другие характеристика турбины записывается следующим образом:

$$A_3 = \frac{G_{г_3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_{г_3} \cdot P_3^*} = \text{const} \text{ и } \eta_{г_3} = \text{const}.$$

Здесь:

$$\frac{G_{г_3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_{г_3} \cdot P_3^*} = \mu F_{г_3} \cdot \sigma_{г_3} \cdot q(\lambda_{г_3}) [сМ^2]; \quad (2.1)$$

$$m = \sqrt{\frac{k \cdot g}{R} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (2.2)$$

- при  $k = 1,25$  —  $m_{\phi} = 0,380$ ,  
 при  $k = 1,33$  —  $m_{\Gamma} = 0,390$ ,  
 при  $k = 1,4$  —  $m_{\Pi} = 0,396$ .

Характеристика компрессора дается в виде вспомогательных зависимостей

$$\bar{G}_{\Pi_0} = f\left(\frac{T_{\Pi}^*}{288}\right) \text{ и } \Delta\tau_{\Gamma\kappa} = f(\bar{G}_{\Pi_0}),$$

изображенных на рис. 2.1 ÷ 2.3.

$$\text{Здесь } \bar{G}_{\Pi_0} = \frac{G_{\text{в.о.н.}}}{G_{\text{в.о.в.л.}}}, \quad G_{\text{в.о.н.}} = G_{\text{в.}} \cdot \frac{1,033}{P_{\Pi}^* \cdot \sigma_0} \sqrt{\frac{T_{\Pi}^*}{288}},$$

а поправка  $\Delta\tau_{\Gamma\kappa}$  относится к суммарному к. п. д. компрессора.

На рис. 2.1 и 2.2 также даны зависимости  $\bar{y} = f\left(\frac{T_{\Pi}^*}{288}\right)$  для ТРДД, характеризующие изменение распределения расхода воздуха между контурами, при изменении режима двигателя и условий полета.

Зависимости на рис. 2.1 ÷ 2.3 даются отдельно для ГТД, рассчитанных на дозвуковой или сверхзвуковой полет и получены статистическим путем.

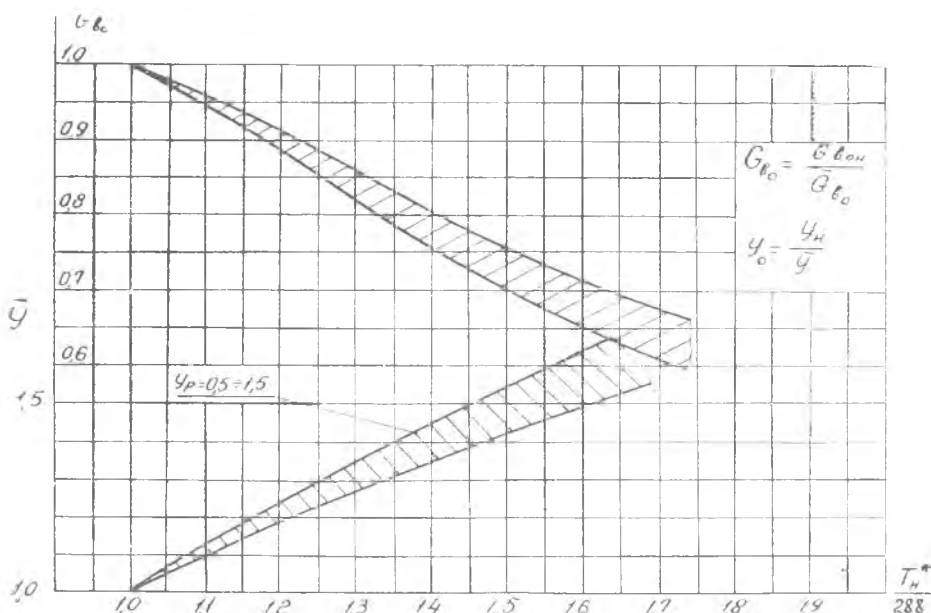
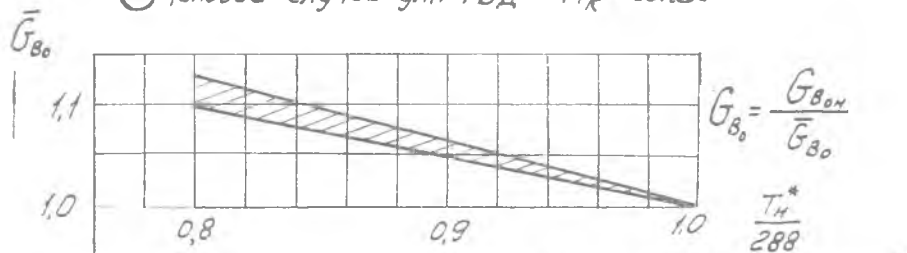
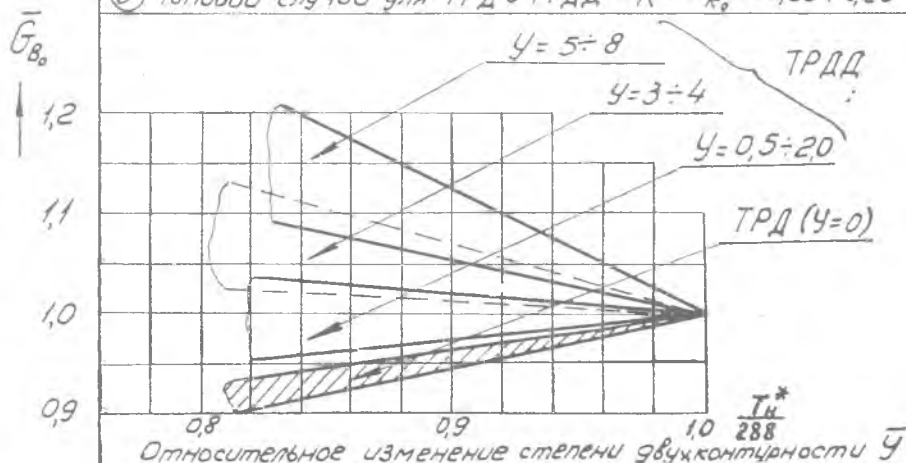


Рис. 2.1. Примерный характер относительного изменения производительности компрессора ГТД и степени двухконтурности ТРДД в условиях полета ( $M > 1.0$ ) по сравнению с условиями взлета, при типичных программах регулирования

а) Типовой случай для ТВД -  $\pi_K = \text{const}$



б) Типовой случай для ТРД и ТРДД -  $\bar{R} = \frac{R_{нелл}}{R_0} = 0,23 \div 0,25$



$$y_0 = y_H \cdot \frac{1}{\bar{y}} ; \bar{y} = K_{T_H} \cdot K_y$$

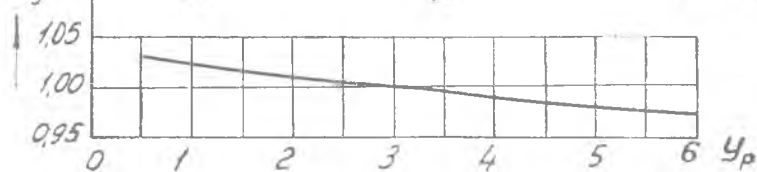
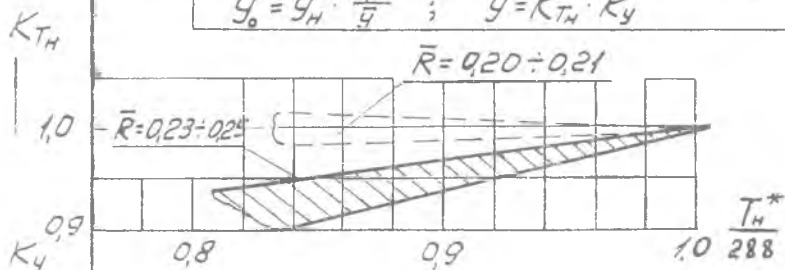


Рис. 2.2. Примерный характер относительного изменения производительности компрессора ГТД и степени двухконтурности ТРДД в условиях полета ( $M < 1,0$ ) по сравнению с условиями взлета при типичных программах регулирования

Они годятся для предварительной оценки параметров как однокаскадных, так и двухкаскадных компрессоров, а также для компрессоров с регулируемым НА.

В методической литературе [1], [4] часто используют статистические зависимости:

$$\frac{\pi_{\text{к}}^*}{\pi_{\text{красч}}^*} = f(\bar{n}_0) \quad \text{для } n = \text{const} \text{ и } T_3^* = \text{const}$$

позволяющие сразу определять рабочую линию компрессора. Но, к сожалению, такие зависимости действительны только для однокаскадных осевых компрессоров с нерегулируемыми НА и при  $T_3 = \text{const}$ .

подавляющее же большинство современных авиационных ГТД имеет либо двухкаскадный компрессор, либо регулируемые НА, либо однокаскадный, но центробежный или осецентробежный компрессор. Кроме того, у большинства ГТД температура  $T_3^*$  в условиях взлета и полета — обычно неодинакова (т. е.  $T_3^* \neq \text{const}$ ). Поэтому случай, когда при проектировании ГТД можно использовать эти достаточно надежные и удобные материалы, сейчас сравнительно редки.

Как уже отмечено, зависимости рис. 2.1÷2.2 применимы для предварительной оценки величины приведенного расхода воздуха  $G_{\text{в}_0}$  через компрессоры современных ГТД разных типов. С учетом различия расходных характеристик компрессоров и применяемых программ регулирования ГТД, разброс значений  $\bar{G}_{\text{в}_0} = f\left(\frac{T_{\text{н}}^*}{288}\right)$  достигает 5÷7%, поэтому зависимости даются в виде полосы наиболее часто встречаемых значений.

При дозвуковых скоростях полета (рис. 2.2) зависимость  $\bar{G}_{\text{в}_0} = f\left(\frac{T_{\text{н}}^*}{288}\right)$  а, следовательно, и программа регулирования для ТРД и ТРДД, соответствуют наиболее типичному для современных самолетов соотношению потребных тяг  $\frac{R_{\text{н}}}{R_{\text{взл}}} \cong 0,23 \div 0,25$  (случай б), а для ТВД — наиболее распространенному здесь случаю регулирования оборотов ротора:  $n_{\text{к}} = \text{const}$  (случай а).

Следует иметь в виду, что эти зависимости при пересчете параметров ТРД и ТРДД требуются лишь как вспомогательные для первого приближения, так как при условиях

$$\frac{G_{\Gamma_3} \cdot T_3^*}{m_{\Gamma} \cdot P_3^*} = \text{const} \quad \text{и} \quad \mu F_3 = \frac{G_{\Gamma_3} \cdot T_4^*}{m_{\Gamma} \cdot \sigma_c \cdot P_4^* \cdot q(\lambda_3)} = \text{const}$$

выбор величины  $T_3^*$  на взлетном режиме однозначно определяет, как величину потребного расхода  $G_{\text{в}_0}$ , (а следовательно и поправки  $\bar{G}_{\text{в}_0}$ ), так и степени повышения давления —  $\pi_{\text{к}}$ .



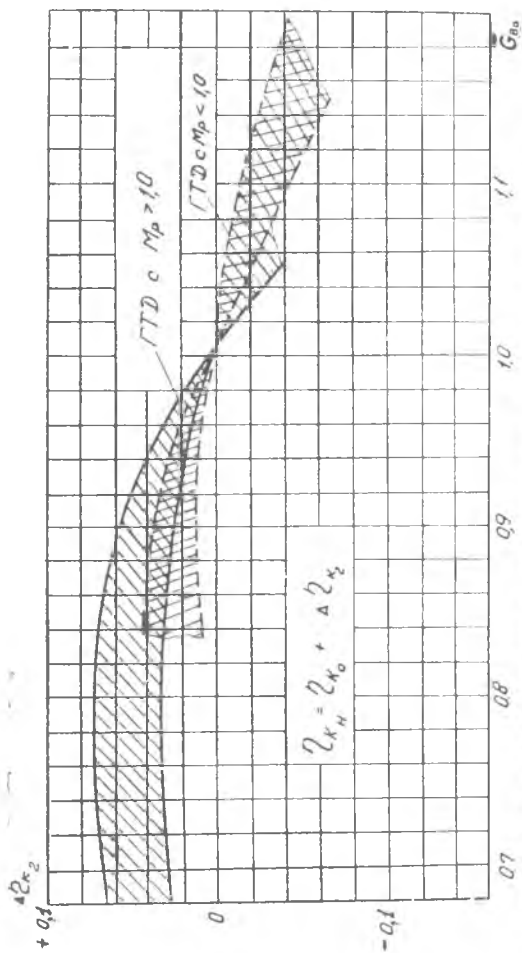


Рис. 2.3. Примерный характер относительного изменения адиабатического к.п.д. компрессоров ГТД в условиях полета по сравнению с условиями взлета ( $G_{*0} = 1.0$ ) при типичных программах регулирования

Таким образом, окончательная величина  $G_{B_0 \text{ взл}}$  определяется из расчета совместной работы элементов ТРД и ТРДД, а не по рис. 2.1÷2.2. При выборе значения к. п. д. компрессора зависимости на рис. 2.3 позволяют оценить допустимо ли принимать максимальное значение к. п. д. в расчетных условиях и определить соответствующую поправку:

$$\Delta \eta_{k_2} = \eta_{k_n} - \eta_{k_0} \quad (\text{см. § 1.2})$$

Для определения величины и знака поправки  $\Delta \eta_{k_2}$  находят по рис. 2.1 или 2.2 вероятную величину относительного изменения производительности компрессора проектируемого ГТД, в условиях полета по сравнению с условиями взлета ( $\overline{G_{B_0}}$ ), а по ней — соответствующую величину  $\Delta \eta_{k_2}$  (рис. 2.3). По знаку поправки  $\Delta \eta_{k_2}$  судят, в каких условиях допустимо принимать максимальное значение к. п. д. компрессора. Например, если  $\Delta \eta_{k_2} = -0,04$ , то значит  $\eta_{k_n} < \eta_{k_0}$  и, следовательно, в условиях полета выбирать максимальное значение к. п. д. компрессора недопустимо, а в условиях взлета — допустимо. Приводимые на рис. 2.3 зависимости  $\Delta \eta_{k_2} = f(\overline{G_{B_0}})$  позволяют студенту принципиально правильно учесть ожидаемое изменение суммарного адиабатического к. п. д. компрессора при изменении условий полета (например, будет к. п. д. возрастать или падать). Однако абсолютный прирост  $\Delta \eta_{k_2}$ , как видно из рис. 2.3, может выбираться проектантом в некоторых пределах.

Таким образом, пересчет основных параметров ГТД из условий полета на условия взлета по излагаемой методике производится следующим образом.

1. По рис. 2.1÷2.3 определяют величины  $G_{B_0}$  и  $\eta_{k_0}$ , ожидаемые в условиях взлета у данного типа ГТД.

2. Задаваясь величиной температуры  $T_3^*$  и исходя из известных величин пропускной способности турбины  $\left( \frac{G_{T_3} \sqrt{T_3^*}}{m_T P_3^*} \right)_n$  и проходного сечения реактивного сопла, определяющего его пропускную способность  $— \rho F_{5n}$ , определяют величину  $\pi_{k_0} = \frac{P_{3_0}^*}{P_1^* \sigma_{к.с.}}$ ,

$$\text{где } P_{3_0}^* = P_{3n}^* \frac{G_{T_3} \sqrt{T_3^*}}{G_{T_3n} \sqrt{T_{3n}^*}} \text{ и } G_{T_3} \cong G_{B_0} \left( \frac{G_{T_3}}{G_{B_0}} \right)_n$$

\* При  $\pi_c > \pi_{c_{кр}} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}$  пропускная способность сопла определяется его критическим сечением, а при  $\pi_c < \pi_{c_{кр}}$  — выходным сечением.

Откуда, если полагать  $\frac{1 + \alpha l_0}{\alpha l_0} = \text{const}$  и  $\kappa_{\text{охл}} = \text{const}$ , после некоторых преобразований получаем приближенное соотношение для пересчета

$$\pi_{\kappa_*} \cong \frac{\pi_{\kappa_{\text{н}}}}{\bar{G}_{\text{в}_0}} \frac{1 + y_{\text{н}}}{1 + \frac{y_{\text{н}}}{y}} \sqrt{\frac{T_{3\text{н}}^* T_{\text{н}}^*}{T_{3\text{н}}^* 288}} \quad (2.3)$$

3. Если при расчете ТРД и ТРДД величина  $\mu F_{50}$  получится отличной от  $\mu F_{5\text{н}}$ , то, изменяя  $G_{\text{в}_0}$  (за счет исправления коэффициента  $\bar{G}_{\text{в}_0}$ , определенного по рис. 2.1÷2.2) добиваются нужного совпадения.

Особенности выбора температуры  $T_{30}^*$  для взлетного режима у различных типов ГТД, а также другие специфические особенности процесса пересчета их параметров даются в соответствующих разделах для каждого типа ГТД в отдельности.

Полученных в результате пересчета величин ( $\pi_{\text{н}_0}$ ,  $G_{\text{в}_0}$ ,  $\eta_{\text{н}_0}$ ) достаточно, для того, чтобы произвести термодинамический расчет ГТД при выбранной температуре  $T_{30}^*$  и определить его основные данные.

## Глава 3

### ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Принципиальная схема турбореактивного двигателя с обозначением основных расчетных сечений его газовоздушного тракта изображена на рис. 3.1.

Турбореактивные двигатели широко применяются как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях полета. В последнем случае чаще применяют ТРД с форсажными камерами (см. главу 6).

На рис. 3.2÷3.3 приводятся некоторые расчетные зависимости основных удельных параметров ТРД от  $\pi_k$  и  $T_3^*$  для различных условий полета. Для расчета этих зависимостей приняты

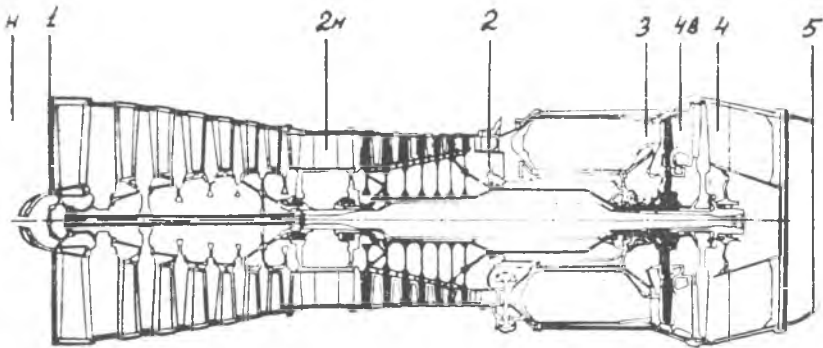


Рис. 3.1. Схема и условное обозначение сечений ТРД

следующие значения к. п. д. и коэффициентов потерь, характерные для некоторых выполненных ТРД:

$$\begin{aligned} \eta_{\text{к}} &= 0,85; & \sigma_{\text{к.с.}} &= 0,94; & \kappa_{\text{охл}} &= 0,99 (T_3^* = 1000 \text{ }^\circ\text{K}); \\ \eta_{\text{T}} &= 0,92; & \xi_{\text{к.с.}} &= 0,98; & \kappa_{\text{охл}} &= 0,98 (T_3^* = 1200 \text{ }^\circ\text{K}); \\ \eta_{\text{м}} &= 0,99; & \varphi_{\text{с}} &= 0,975; & \kappa_{\text{охл}} &= 0,96 (T_3^* \geq 1400 \text{ }^\circ\text{K}); \\ & & \sigma_{\text{вх}} &= 0,99 \text{—при } M \leq 1,0; \\ & & \sigma_{\text{вх}} &= 0,90 \text{—при } M = 2,0; \\ & & \sigma_{\text{вх}} &= 0,80 \text{—при } M = 2,5; \end{aligned}$$

Из графиков рис. 3.2÷3.3 видно, что у ТРД зависимости  $R_{\text{уд}}$  по  $\pi_{\text{к}}$  имеют очень пологий максимум, особенно при высоких значениях температур газа перед турбиной  $T_3^*$ . Это приводит к тому, что при дозвуковых скоростях полета выбор величины  $\pi_{\text{к}}$  определяется в основном требованиями к удельному расходу топлива и весу двигателя. Если требуется очень низкий удельный расход топлива, то принимают  $\pi_{\text{к}} > \pi_{\text{к опт}}$  (при этом  $\pi_{\text{к}} < \pi_{\text{к эк}}$ ), если этого не требуется, то для снижения веса двигателя принимают  $\pi_{\text{к}} < \pi_{\text{к опт}}$ . Применение высоких значений температуры  $T_3^*$  способствует уменьшению веса и габаритов двигателя, однако, в случае ТРД, предназначенного для дозвукового полета, это приводит к значительному увеличению удельного расхода топлива (рис. 3.2). Поэтому высокие значения температуры  $T_3^*$  обычно находят применение только при сверхзвуковых скоростях полета или на подъемных ТРД.

В таблице 3.1 в качестве примера приводятся характерные параметры нескольких современных серийных и опытных ТРД, имеющих различные расчетные условия [16].

### § 3.1 Предварительная оценка и выбор основных параметров проектируемого ТРД

Рассмотрим пример проектного задания на расчет ТРД.

Расчетные условия: высота полета —  $H = 11 \text{ км.}$ ,

скорость полета —  $M = 0,9.$

Потребная тяга в условиях полета —  $R_{\text{н}} = 1970 \text{ кГ.}$

Удельный расход топлива при  $R_{\text{н}} = 1970 \text{ кГ}$  —  $C_{\text{R}} \leq 0,95 \frac{\text{кГ}}{\text{кГ} \cdot \text{час}}.$

Потребная тяга при взлете —  $R_0 \geq 7900 \text{ кГ.}$

Диаметр двигателя (по входу) —  $D_{\text{вх}} \leq 1090 \text{ мм.}$

*Применение:* двигатель предназначается для самолета разведчика.

Предварительную оценку параметров проектируемого двигателя произведем, пользуясь типовыми зависимостями удельных параметров ТРД от параметров рабочего процесса (рис. 3.2). Значения параметров при  $M = 0,9$  интерполируем между графиками для  $M = 0,8$  и  $M = 1,0.$

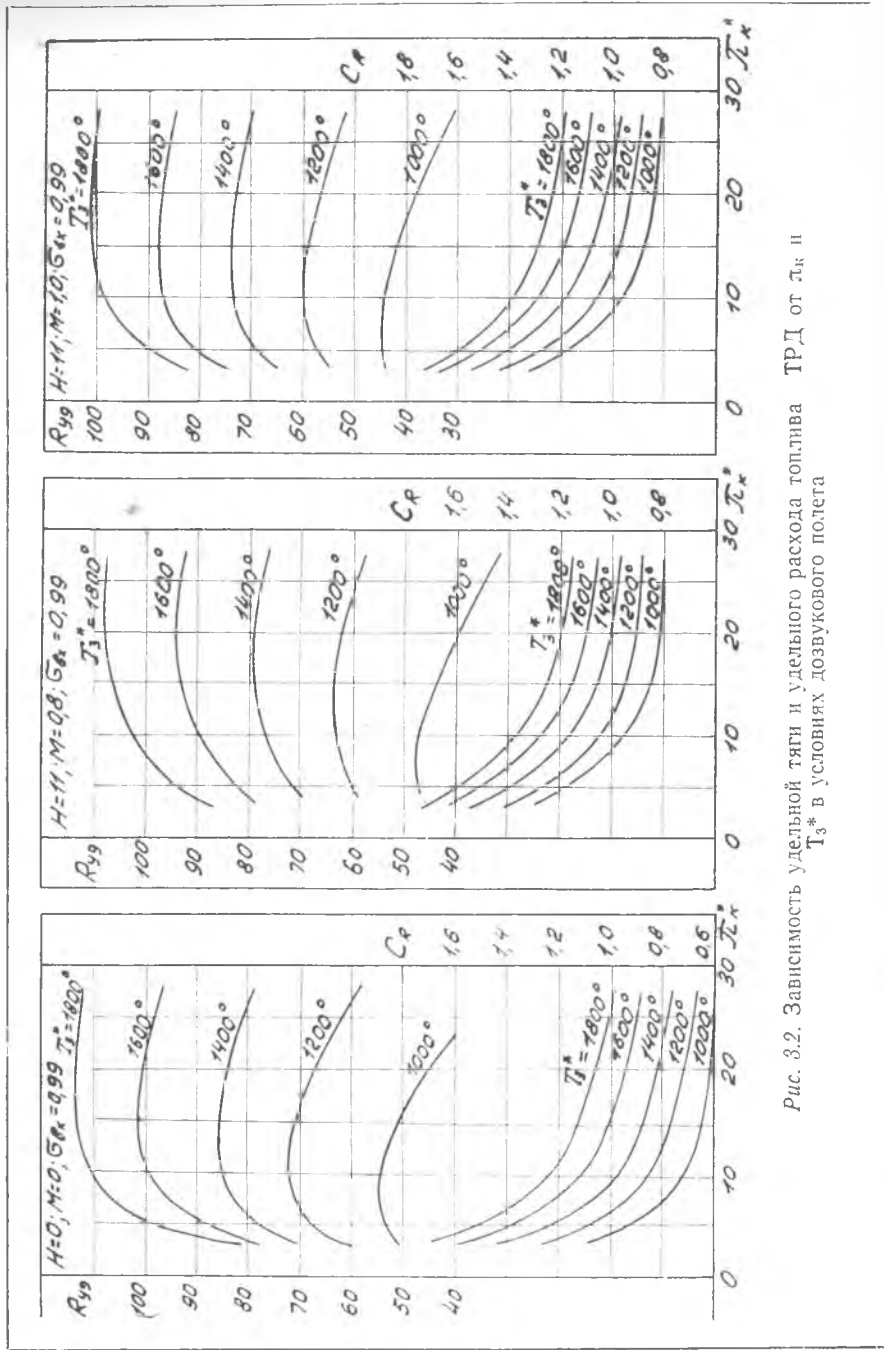


Рис. 3.2. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРД от  $T_3^*$  и  $C_p$  в условиях дозвукового полета

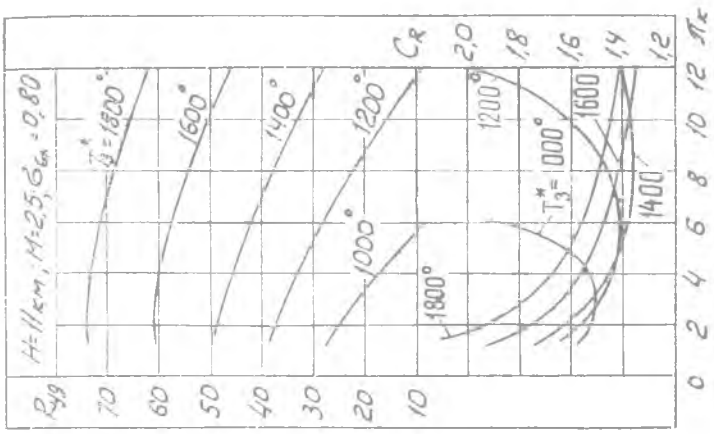
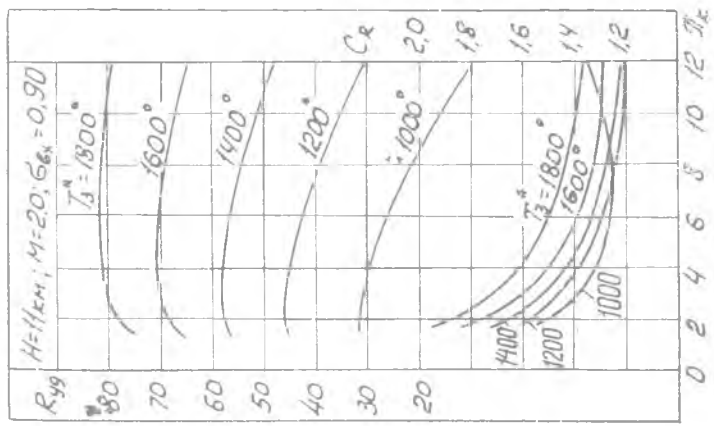


Рис. 3.3. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРД от  $\gamma^*$  и  $T_3^*$  в условиях сверхзвукового полета

Таблица 3.1

Наименование двигателя	$R_n$ , кг	$\frac{C_{Rn}}{кг-ч}$	$\frac{G_{B_0}}{кг-сек}$	$\tau_{к_0}$	$T_{з_0}^*$ , °К	$\frac{z_k}{z_T}$	$D_{вх}$ , мм	$H_p$ , км	$M_p$
Пратт-Уитни JT-4А-11 серийный	7940	0,84	116	12,5	1220÷1180 <sup>1</sup>	$\frac{8+7}{1+2}$	1092	10,7	0,85
Роллс-Ройс Бристоль «Вайпер» 526 серийный	1525	1,0	23,9	5,6	1165	$\frac{8}{1}$	623	11	0,65
Роллс-Ройс RB-162-31 опытный	2500	—	38,0	4,5	1260÷1200 <sup>1</sup>	$\frac{7}{1}$	762	0 (СВВП)	0
Роллс-Ройс-Бристоль SNECMA Олимп-593 2В опытный	14900	0,878	186	14,75	1410	$\frac{7+7}{1+1}$	1215	18,3	2,2

<sup>1</sup> По оценке автора

<sup>2</sup> Несмотря на наличие форсажной камеры с небольшой степенью форсирования (~13%), двигатель Олимп-593 запроектирован для полета при  $M=2,2$  без форсажа.

### Выбор значений $\pi_k$ и $T_3^*$ в расчетных условиях: $H=11$ км, $M=0,9$

Из рис. 3.2 видно, что заданное значение удельного расхода топлива может быть получено как при умеренных крейсерских температурах  $T_3^*$  ( $T_3^* \leq 1000^\circ\text{K}$  при  $\pi_k = 10 \div 12$ ), так и при высоких крейсерских температурах  $T_3^*$  ( $T_3^* \approx 1200^\circ \div 1300^\circ\text{K}$  при  $\pi_k = 18 \div 20$ ). Учитывая, что на взлетном режиме потребуется повысить температуру  $T_3^*$  еще на  $150 \div 200^\circ$ , рассмотрим сначала, возможно ли удовлетворить требование, предъявляемое к габариту двигателя ( $D_{вх} \leq 1090$  мм) в варианте с  $\pi_k = 10 \div 12$ .

У дозвуковых ТРД значения коэффициента производительности  $\bar{G}_k$  в расчетных условиях полета обычно составляют  $0,55 \div 0,65$ . Принимая среднюю величину  $\bar{G}_k = 0,6$ , вычислим ожидаемое значение расхода воздуха через компрессор в условиях полета при  $D_{вх} = 1090$  мм:

$$G_B = 0,311 \bar{G}_k \frac{P_1^* D_{1к}^2}{1 T_n^*}$$

Здесь  $0,311 = \frac{\pi \sqrt{\frac{k \cdot g \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{R_n}}}{4}$ ,  $T_n^* = 251,8^\circ\text{K}$  и  $P_1^* = 0,387 \frac{кг}{с \cdot м^2}$  (стр. 52).



Обычно у ТРД  $D_{вх} = 1,05 \div 1,1 D_{1к}$ .

Принимая  $D_{вх} = 1,09 D_{1к}$ , получаем

$$D_{1к} = \frac{1090}{1,09} = 1000 \text{ мм} = 100 \text{ см}.$$

$$\text{Тогда } G_{в} = 0,311 \cdot 0,6 \cdot \frac{0,387 \cdot 100^2}{\sqrt{251,8}} = 45,5 \text{ кг/сек}.$$

Следовательно, проектируемый ТРД при  $D_{вх} = 1090$  мм должен иметь удельную тягу не менее

$$R_{уд} = \frac{R}{G_{в}} = \frac{1970}{45,5} \cong 43 \frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}.$$

Проверим при каких значениях  $T_3^*$  выполнимо это условие. Интерполируя для  $M=0,9$  по рис. 3.2 получаем зависимости  $R_{уд}, G_R = f(T_3^*)$ , ожидаемые при значении  $\pi_k = 11,0$  (рис. 3.4). Из рис. 3.4 видно, что для выполнения условия  $D_{вх} = 1090$  мм необходимо иметь  $T_3^*$  не менее  $970^\circ\text{К}$ , а для выполнения условия  $C_R \leq 0,95$  — нужно иметь  $T_3^*$  не более  $1010^\circ\text{К}$ . Поэтому условие  $C_R \leq 0,95$  при  $D_{вх} \leq 1090$  мм может быть выполнено при  $\pi_k = 10 \div 12$  только в узком диапазоне температур  $T_3^* \cong 970 \div 1010^\circ\text{К}$ .

Основываясь на предварительной оценке, выбираем для расчетных условий полета следующие параметры рабочего процесса проектируемого ТРД:

$$T_3^* = 980^\circ\text{К}; \pi_k = 11,0.$$

После этого для облегчения дальнейшего проектирования рекомендуется подобрать из числа выполненных ТРД двигатель-прототип. В нашем случае из предварительной оценки вытекает, что в качестве двигателя-прототипа наиболее подходит ТРД JT4А-11 фирмы Пратт-Уитни (табл. 3.1).

### Выбор к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газозвдушного тракта проектируемого ТРД

В намечаемых термодинамических расчетах достаточно точно учесть разбивку  $\pi_k$ , к. п. д. компрессора и турбины и др., по каскадам невозможно, так как расчет основных параметров турбокомпрессора, в том числе и наиболее выгоднейшего распределения работы сжатия между каскадами, только предстоит произвести. Поэтому рекомендуется начинать с оценки значений суммарных адиабатических к. п. д. компрессора и турбины, исходя из намечаемых средних значений политропических к. п. д. ступеней (см. главу I). Выбираем дозвуковые ступени компрессора

$$\text{с } \eta_{пол} = 0,88 \div 0,90 \text{ (у прототипа } \pi_{ст} \approx \sqrt[15]{12,5} \approx 1,19).$$

На основе этой оценки, учитывая, что  $\pi_{кн} = 11,0$  величина

$$\begin{aligned} \frac{T_{н}^*}{288} &= \frac{251,8}{288} = 0,874 \text{ (стр. 52)} \text{ и } G_{в0} = G_{в} \frac{1,033}{P_{н}^* \sigma_0} \sqrt{\frac{T_{н}^*}{288}} = \\ &= 45,5 \cdot \frac{1,033}{0,39} \sqrt{\frac{251,8}{288}} \cong 113 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}, \end{aligned}$$

определяем с помощью материалов главы I вероятное значение суммарного адиабатического к. п. д. компрессора:

$$\eta_{к} = \eta_{к \text{ max}} + \Delta\eta_{к1} + \Delta\eta_{к2} + \Delta\eta_{к3}.$$

Величину  $\eta_{к \text{ max}} \cong 0,84$  оцениваем с помощью рис. 1.3 по величинам  $\eta_{\text{пол}}$  и  $\pi_{к}$ . По фиг. 2.2 и 2.3 определяем, что в нашем случае дол-

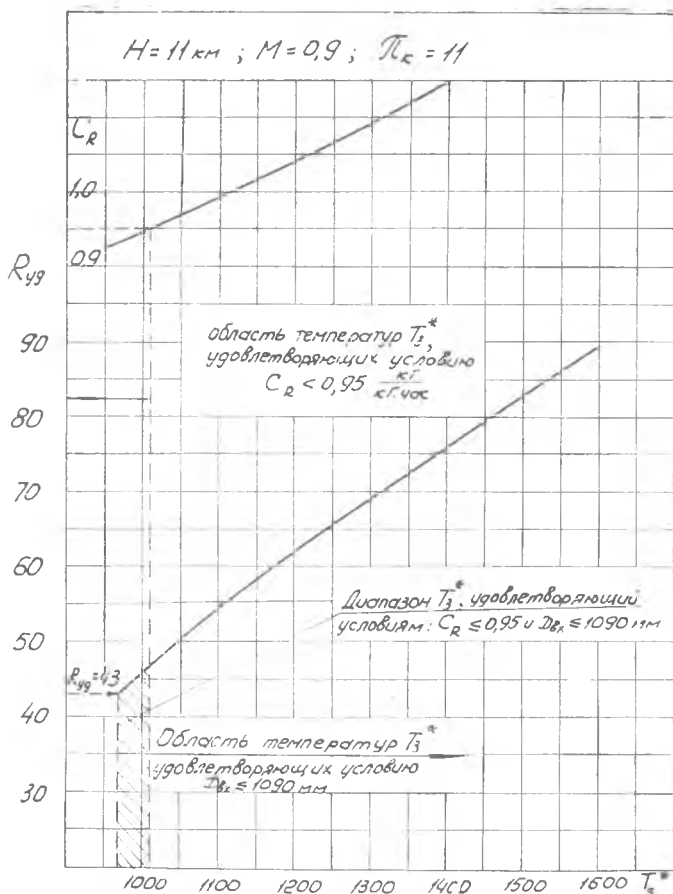


Рис. 3.4. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРД от  $T_3^*$  при  $H=11$  км,  $M=0,9$  и  $\pi_{к} = 11$ .

жно быть:  $\eta_{кн} > \eta_{к0}$  ( $\bar{G}_{в0} \approx 0,95$ ) и, следовательно, поправку на влияние расчетного режима двигателя и условий полета ( $\Delta\eta_{к2}$ ) требуется вводить только при  $H = 0$   $V = 0$ .

Согласно материалам главы I, поправки на влияние абсолютного размера компрессора ( $\Delta\eta_{к1}$ ) и понижения числа  $Re_k$  на высотном режиме ( $\Delta\eta_{к3}$ ) в нашем случае вносить не требуется. Таким образом  $\eta_{кн} = \eta_{кmax} \approx 0,84$ .

Учитывая, что у прототипа входной канал выполнен с радиальными стойками, принимаем  $\sigma_1 = 0,99$ .

Выбираем оптимально-нагруженные ступени турбины с  $\eta_{пол} = 0,90$ , так как с помощью материалов § 1.4 и таблицы 3.1 устанавливаем, что у прототипа

$$H_{ст} = \frac{H_{T_0}}{3} = \frac{0,25}{3} T_{3_0}^* \left[ 1 - \frac{1}{\pi_{T_0}^{0,25}} \right] = \frac{0,25}{3} \cdot 1195 \left[ 1 - \frac{1}{4^{0,25}} \right] \approx 30 \frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$$

На основе этой оценки, учитывая, что  $\pi_{тн} \approx \pi_{т0}$  (рис. 1.6) и пропускная способность турбины примерно равна

$$A_3 \approx \frac{G_{в} \sqrt{T_{3}^*}}{m_t P_1 \pi_{к.с.}} = \frac{45,5 \sqrt{980}}{0,39 \cdot 0,387 \cdot 11 \cdot 0,94} \approx 900 \text{ см}^2$$

(выбираем трубчато-кольцевую камеру сгорания с  $\sigma_{к.с.} = 0,94$ ) определяем вероятное значение суммарного адиабатического к. п. д. турбины:

$$\eta_{т} = \eta_{тmax} + \Delta\eta_{т1} + \Delta\eta_{т2}$$

Величину  $\eta_{тmax} \approx 0,91$  оцениваем с помощью рис. 1.5 по величинам  $\eta_{пол}$  и  $\pi_{т}$ . Согласно материалам § 1.4 поправки на влияние абсолютного размера турбины ( $\Delta\eta_{т1}$ ) и понижения числа  $Re_t$  на высотном режиме ( $\Delta\eta_{т2}$ ) в нашем случае вносить не требуется. Таким образом  $\eta_{т} = \eta_{тmax} \approx 0,91$ .

Учитывая, что в условиях взлета у такого ТРД температура  $T_{3}^*$  обычно выше на  $150 \div 200^\circ$ , чем в условиях полета (то есть  $T_{3}^*_{взл} \approx 1150 \div 1180^\circ\text{K}$ ) принимаем отбор воздуха на охлаждение (и утечки) равным 1%. ( $\kappa_{охл} = 0,99$ ).

Аналогично рассмотренным примерам, основываясь на рекомендациях главы 1, и принятом двигателе-прототипе, выбирают остальные коэффициенты потерь.

Таким образом для условий полета были выбраны следующие значения к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газоздушного тракта проектируемого ТРД:

$$\begin{array}{lll} \eta_{к} = 0,84; & \sigma_{вх} = 0,99; & \varphi_{с} = 0,975; \\ \eta_{т} = 0,91; & \sigma_{к.с.} = 0,94; & \eta_{м} = 0,99; \\ \kappa_{охл} = 0,99; & \xi_{к.с.} = 0,98; & \end{array}$$

Они оказались несколько иными чем те, при которых рассчитаны зависимости рис. 3.2–3.3. Очевидно, что при расчете с выбран-

ными значениями к. п. д. получаемые величины  $R_{уд}$  и  $C_R$  также не совпадут с указанными зависимостями. Если полученные в расчете значения  $R_{уд}$  и  $C_R$  будут отличаться от соответствующих величин на рис. 3.2–3.3 существенно (3–5% и более), то для самоконтроля рекомендуется повторить расчет при типовых значениях к. п. д. (стр. 45) или воспользоваться для оценки методом малых отклонений [6]. Если расчет оказался правильным, то для выполнения заданных требований выбирают иное сочетание к. п. д. или параметров рабочего процесса.

### § 3.2 Исходный термодинамический расчет ТРД в условиях полета $H = 11$ км, $M = 0,9$

В связи с тем, что потребный расход воздуха через двигатель еще неизвестен, исходный термодинамический расчет вначале производят для  $G_b = 1$  кг/сек. Ниже дается методика и пример исходного термодинамического расчета ТРД.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

а) Исходные данные к расчету

$T_H$	по таблицам стандартной атмосферы (прилож. 1)		216,7 К	216,7 К
$P_H$			0,2314 кг/см <sup>2</sup>	0,2270 дан/см <sup>2</sup>
$a$			295,1 м/сек	295,1 м/сек
$V$	$M \cdot a$	0,9 · 295,1	265,6 м/сек	265,6 м/сек
$T_H^*$	$T_H + \frac{V^2}{2010}$	$216,7 + \frac{265,6^2}{2010}$	251,8 К	251,8 К
$\pi(T_H)$	по темпер. $T_H$ (прилож. 3.)		0,4461	0,4461
$i_H$			51,7 ккал/кг	216,8 кдж/кг
$\pi(T_H^*)$	по темпер. $T_H^*$ (прилож. 3.)		0,7532	0,7532
$i_H^*$			60,17 ккал/кг	251,9 кдж/кг
$P_H^*$	$P_H \frac{\pi(T_H^*)}{\pi(T_H)}$	$0,2314 \frac{0,7532}{0,4461}$	0,3907 кг/см <sup>2</sup>	0,3833 $\frac{\text{дан}}{\text{см}^2}$
$G_b$	Принимается	—	1,0 кг/сек	1,0 кг/сек
$P_1^*$	$P_H^* \sigma_{вх}$	0,3907 · 0,99	0,3868 кг/см <sup>2</sup>	0,3795 дан/см <sup>2</sup>

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

б) Расчет процесса в компрессоре

$\pi_k$	$P_2^* / P_1^*$	принимается	11,0	11,0
$P_2^*$	$P_1^* \pi_k$	0,3868 · 11,0	4,255 кг/см <sup>2</sup>	4,174 дан/см <sup>2</sup>
$\pi (T_{ад}^*)$	$\pi (T_{II}^*) \pi_k$	0,7532 · 11,0	8,285	8,285
$i_{2ад}^*$	по величине $\pi (T_{ад}^*)$ (прилож. 3)		119,60 ккал/кг	500,8 кДж/кг
$H_k$	$\frac{i_{2ад}^* - i_1^*}{\eta_k}$	$\frac{119,60 - 60,17}{0,84}$	70,75 ккал/кг	296,2 кДж/кг
$N'_k$	$\frac{427 \cdot H_k \cdot G_B}{75}$	$\frac{427 \cdot 70,75}{75}$	402,8 л. с.	296,1 кВт
$i_2^*$	$i_{II}^* + H_k$	60,17 + 70,75	130,92 ккал/кг	648,2 кДж/кг
$T_2^*$	по величине $i_2^*$ (прилож. 3)		543,5 К	543,5 К

в) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания при  $G_B = 1$  кг/сек

$T_3^*$	—	выбирается	980 К	980 К
$i_{3г}^*$	по температуре $T_3^*$ (прилож. 3)		249,10 ккал/кг	1043 кДж/кг
$\pi_r (T_3^*)$			116,30	116,30
$G'_{Tсек}$	$\frac{G'_B \cdot \kappa_{охл} (i_{3г}^* - i_{2в}^*)}{H_u \cdot \kappa_{сг} - (i_{3г}^* - i_{2в}^*)} \cdot \kappa_{\lambda} =$ $= \frac{1 \cdot 0,99 \cdot (249,10 - 130,92)}{10250 \cdot 0,98 - (249,10 - 130,92)} \cdot 0,9885$		коэффициент $\kappa_{\lambda}$ по приложению 2. 0,01164 $\frac{кг}{сек}$	0,01164 $\frac{кг}{сек}$
$G'_{Tчас}$	$3600 \cdot G'_{Tсек}$	3600 · 0,01164	41,90 кг/час	41,90 кг/час
$G'_{га}$	$G'_B \kappa_{охл} + G'_{Tсек}$	1 · 0,99 + 0,01164	1,002 кг/сек	1,002 кг/сек
$G'_{га} = G'_{г3}$	$G'_B + G'_{Tсек}$	1 + 0,0116	1,012 кг/сек	1,012 кг/сек

г) Расчет процесса в турбине

$N'_T$	$\frac{N'_k}{\eta_M}$	$\frac{402,8}{0,99}$	406,9 л. с.	299,1 кВт
$H_T$	$\frac{75 \cdot N'_T}{427 G'_{га}}$	$\frac{75 \cdot 406,9}{427 \cdot 1,002}$	71,33 $\frac{ккал}{кг}$	298,66 $\frac{кДж}{кг}$

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$i_4^*$	$i_3^* - H_T$	249,10 - 71,33	177,77 ккал/кГ	744,3 кДж/кГ
$T_4^*$	по величине $i_4^*$ (прилож. 3.)		717,7 К	717,7 К
$\pi(T_4^*)$			33,90	33,90
$i_{4ад}^*$	$i_3^* - \frac{H_T}{\gamma_T}$	249,10 - $\frac{71,33}{0,91}$	170,72 ккал/кГ	714,8 кДж/кГ
$\pi(T_{4ад}^*)$	по величине $i_{4ад}^*$ (прилож. 3)		29,30	29,30
$\pi_T$	$\frac{\pi(T_3^*)}{\pi(T_{4ад}^*)}$	116,30/29,30	3,969	3,969
$P_3^*$	$P_2^* \sigma_{к.с.}$	4,255·0,94	4,000 кГ/см <sup>2</sup>	3,924 дан/см <sup>2</sup>
$P_4^*$	$\frac{P_3^*}{\pi_T}$	$\frac{4,000}{3,969}$	1,008 кГ/см <sup>2</sup>	0,9888 дан/см <sup>2</sup>

д) Расчет удельных параметров ТРД

$\pi_c$	$\frac{P_4^*}{P_{II}}$	1,008/0,2314	4,356	4,356
$\pi(T_{5ад})$	$\frac{\pi(T_4^*)}{\pi_c}$	$\frac{33,90}{4,356}$	7,782	7,782
$i_{5ад}$	по величине $\pi(T_{5ад})$ (прилож. 3.)		117,75 ккал/кГ	493,0 кДж/кГ
$c_5$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \varphi_c^2 (i_4^* - i_{5ад})} =$ $= 91,53 \cdot 0,975 \cdot \sqrt{177,77 - 117,75}$		691,4 м/сек	691,4 м/сек
$R_{уд}$	$\frac{1}{g} (G'_{r_5} \cdot c_5 - G_B \cdot V) =$ $= \frac{1}{9,81} (1,012 \cdot 691,4 - 1 \cdot 265,6)$		44,25 $\frac{кГ}{кГ/сек}$	43,41 $\frac{дан}{кГ/сек}$
$C_R$	$\frac{G'_m \text{ час}}{R_{уд}}$	$\frac{41,90}{44,25}$	0,947 $\frac{кГ}{кГ \cdot ч}$	0,966 $\frac{кГ}{дан \cdot ч}$

Самоконтроль: полученные величины  $C_R$  и  $R_{уд}$  сопоставляются с ожидаемыми значениями согласно рис. 3.2 с учетом различия к. п. д.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

е) Основные данные проектируемого двигателя в расчетных условиях

$R$	задано	—	1970 кг	1931 даи
$G_B$	$\frac{R_{зад}}{R_{уд}}$	1970/44,25	44,57 кг/сек	44,57 кг/сек
$G_{r_3}$	$G'_{r_3} \cdot \frac{G_B}{G'_B}$	$1,002 \cdot \frac{44,57}{1}$	44,66 кг/сек	44,66 кг/сек
$G_{r_4} = G_{r_3}$	$G'_{r_3} \cdot \frac{G_B}{G'_B}$	$1,012 \cdot \frac{44,57}{1}$	45,10 кг/сек	45,10 кг/сек

Проходное сечение реактивного сопла, определяющее его пропускную способность  $\left( \pi_c > \pi_{скр} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right)$

$\mu F_3$	$\frac{G_{r_3} \cdot \sqrt{T_4^*}}{m_r \cdot \sigma_c \cdot P_3^*}$	$\frac{45,10 \cdot \sqrt{717,7}}{0,39 \cdot 0,98 \cdot 1,008}$	0,3135 м <sup>2</sup>	0,3135 м <sup>2</sup>
Пропускная способность турбины				
$A_3$	$\frac{G_{r_3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_r \cdot P_3^*}$	$\frac{44,66 \cdot \sqrt{980}}{0,39 \cdot 4,000}$	895,1 см <sup>2</sup>	895,1 см <sup>2</sup>

Приведенный расход воздуха, характеризующий производительность компрессора в кг/сек

$G_{00} = G_B \cdot \frac{1,033}{P_n^* \cdot \sigma_a} \sqrt{\frac{T_n^*}{288}}$	$44,57 \frac{1,0332}{0,3907} \sqrt{\frac{251,8}{288}}$	110,2 кг/сек	110,2 кг/сек
--	--	--------------	--------------

Результаты расчета сопоставляются с требованиями проектного задания. Полученные в исходном расчете значения  $C_R$ ,  $R$  и  $G_B$  ( $D_{вх}$ ) удовлетворяют поставленным требованиям.

### § 3.3 Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТРД ( $H=0$ , $M=0$ , $\rho_n = 1,033$ кг/см<sup>2</sup>, $T_n = 288^\circ K$ )

В отличие от исходного расчета здесь величины  $\pi_{к0}$ ,  $T_{30}^*$ ,  $\eta_{к0}$  не могут быть выбраны, основываясь только на заданных удельных параметрах двигателя, так как их значения связаны с выбранными значениями  $\pi_{кн}$ ,  $T_{3н}^*$ ,  $\eta_{кн}$  условиями совместной работы

элементов ТРД и заданным соотношением тяг  $R_{\text{н}}/R_0$ . Пользуясь методикой, изложенной в главе 2, определим, как изменятся величины  $G_{\text{в}}$ ,  $\gamma_{\text{к}}$  и  $\pi_{\text{к}}$  при переходе от расчетного режима в условиях полета к взлетному.

1. Вычисляя величину  $\frac{T_{\text{н}}^*}{288} = \frac{251,8}{288} = 0,874$ , находим по рис. 2.2 что в нашем случае (б) верны поправки на  $\bar{G}_{\text{в}0}$  для взлетного режима  $\bar{G}_{\text{в}0} = 0,93 \div 0,95$ . Это означает, что на взлетном режиме производительность компрессора следует ожидать большей, чем в условиях полета. Выбираем  $\bar{G}_{\text{в}0} = 0,95$ . Окончательная величина  $G_{\text{в}0\text{взл}}$  определится термодинамическим расчетом при подборе требуемых величин пропускной способности турбины

$$A_{\text{т}} = \frac{G_{\text{т}} \cdot \sqrt{T_{\text{т}}^*}}{m_{\text{т}} P_{\text{т}}^*} = \text{const}$$

и проходного сечения реактивного сопла

$$\mu F_5 = \frac{G_{\text{т}} \cdot \sqrt{T_{\text{т}}^*}}{m_{\text{т}} \cdot \sigma_{\text{с}} \cdot P_{\text{т}}^* \cdot q \cdot (\lambda_5)} = \text{const.}$$

В нашем примере  $A_{\text{т}} = 895,1 \text{ см}^2$  и  $\mu F_5 = 0,3135 \text{ м}^2$ .

2. По рис. 2.3 находим, что относительно условий полета, на взлетном режиме значение к. п. д. компрессора должно уменьшиться. Выбираем при  $\bar{G}_{\text{в}0} = 0,95$  поправку на к. п. д.  $\Delta \gamma_{\text{к}} \cong + 2 \%$ , тогда

$$\gamma_{\text{кн}} = \gamma_{\text{кн}} - \Delta \gamma_{\text{к}} = 0,84 - 0,02 = 0,82.$$

3. На взлетном режиме ТРД в САУ температуру  $T_{\text{т}}^*$  обычно допускается иметь на 150—200° выше, чем в условиях длительного дозвукового полета.

В первом приближении принимаем

$$T_{\text{т}0}^* = T_{\text{тн}}^* + 175 = 1155 \text{ К.}$$

Окончательная величина температуры  $T_{\text{т}0}^*$  определится термодинамическим расчетом при подборе заданного значения взлетной тяги ( $R_{\text{взл}} = 7900 \text{ кг}$ ).

Ниже приводится пример предварительной оценки исходных данных к термодинамическому расчету взлетного режима проектируемого ТРД.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$G_{\text{нн}}$	$\frac{G_{\text{в}0\text{н}}}{\bar{G}_{\text{в}0}}$	$\frac{110,2}{0,95}$	116,0 кг/сек	116,0 кг/сек
$G_{\text{в}}$	$G_{\text{в}0} \cdot \frac{P_{\text{н}}^* \cdot \sigma_0}{1,033} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{н}}^*}}$	116,0 · 1 · 1	116,0 кг/сек	116,0 кг/сек



Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$G_{г.з}$	$G_{в.} \cdot \left(\frac{G_{г.з}}{G_{н.}}\right)_H$	$\frac{44,66}{44,57} \cdot 116,0$	116,2 кг/сек	116,2 кг/сек
$P_3^*$	$\frac{G_{г.з} \cdot \sqrt{T_3^*}}{A_3 \cdot m_r}$	$\frac{116,2 \cdot \sqrt{1155}}{895,1 \cdot 0,39}$	11,31 кг/см <sup>2</sup>	11,10 дан/см <sup>2</sup>

Величины  $\left(\frac{G_{г.з}}{G_{н.}}\right)_H$  и  $A_3$  берутся из исходного расчета для  $H=11$  км,  $M=0,9$

$P_1^*$	$P_{н.}^* \cdot \sigma_{в.х}$	$1,0332 \cdot 0,99$	1,0229 кг/см <sup>2</sup>	1,0035 дан/см <sup>2</sup>
$\bar{\pi}_{к_0}$	$\frac{P_3^*}{P_1^* \cdot \sigma_{к.с.}}$	$\frac{11,31}{1,0229 \cdot 0,94}$	11,76	11,76
$\frac{\bar{\pi}_{к_н}}{\bar{\pi}_{к_0}}$	—	$\frac{11}{11,76}$	0,935	0,935

Самоконтроль: должно с точностью до  $1 \div 2\%$  совпадать с результатом по приближенной формуле:

$$\frac{\bar{\pi}_{к_н}}{\bar{\pi}_{к_0}} = \bar{G}_{в_0} \sqrt{\frac{288}{T_{н.}^*} \cdot \frac{T_{г_н}^*}{T_{г_0}^*}} = 0,95 \sqrt{\frac{288}{251,8} \cdot \frac{980}{1155}} = 0,936.$$

### § 3.4 Термодинамический расчет ТРД на взлетном режиме

Окончательный термодинамический расчет обычно может быть получен после нескольких приближений. Вначале, для уточнения выбранных в первом приближении (в § 3.3) величин  $G_{в_0}$ ,  $\pi_{к_0}$  и  $T_{г_0}^*$  проводят по излагаемой ниже методике термодинамический расчет ТРД и определяют проходное сечение сопла  $\mu F_{г_0}$ , определяющее его пропускную способность. При правильном соответствии выбранных значений  $G_{в_0}$  и  $T_{г_0}^*$  значения  $\mu F_{г_0}$  и  $\mu F_{г_н}$  должны совпадать. Совпадения добиваются соответствующим изменением величины расхода воздуха  $G_{в_0}$  (а следовательно и коэффициента  $\bar{G}_{в_0}$ ) при  $T_{г_0}^* = \text{const}$ .

В рассматриваемом примере при проведении указанных выше расчетов принимались следующие исходные данные:

$$\begin{aligned} A_3 &= 895,1 \text{ см}^2; \\ \mu F_{г_кр} &= 0,3135 \text{ м}^2; \\ G_{в_0} &= 116,0 \text{ кг/сек}; \\ T_{г_3}^* &= 1155 \text{ К}; \\ \gamma_{к} &= 0,82. \end{aligned}$$

Остальные коэффициенты потерь и к. п. д. сохранялись такими же, что и в исходном расчете.

Когда значение  $G_{в0}$  для выбранной температуры  $T_3^*$  найдено, вычисляют величину тяги  $R_{взл}$ . Если при этой температуре  $T_3^*$  заданное значение взлетной тяги не обеспечивается, то расчеты §§ 3.3 и 3.4 повторяют с новым значением температуры  $T_3^*$ .

Указанным образом, на основе последовательных приближений, для значения тяги  $R=7900$  кг, уточнены исходные данные для окончательного расчета:  $T_3^*=1193^\circ\text{K}$ ,  $\pi_k=12,0$  (подбором по методике § 3.3)  $G_{в0}=116,0$  кг/сек (подбором по методике § 3.4).

Остальные исходные данные остались без изменений. Ниже приводится методика и результаты расчета проектируемого ТРД на взлетном режиме.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

а) Исходные данные к расчету

$P_n$	$P_n^* = P_n$		1,033 кг/см <sup>2</sup>	1,0136 дан/см <sup>2</sup>
$T_n$	$T_n^* = T_n$	по таблице СА, (прилож. 1)	283,15 К	288,15 °К
$i_n$	по величине $T_n$ , (прилож. 3)		68,89 ккал/кг	288,5 кдж/кг
$\pi(T_n)$			1,207	1,207
$P_1^*$	$P_n \cdot \sigma_{вх}$	1,033·0,99	1,023 кг/см <sup>2</sup>	1,005 дан/см <sup>2</sup>

б) Расчет процесса в компрессоре

$G_v$	—	—	116 кг/сек	116 нг/сек
$P_2^*$	$P_1^* \cdot \pi_k$	1,023·12,0	12,275 кг/см <sup>2</sup>	12,042 дан/см <sup>2</sup>
$\pi(T_{2ад}^*)$	$\pi(T_n^*) \cdot \pi_k$	1,207·12,0	14,484	14,484
$i_{2ад}^*$	по величине $\pi(T_{2ад}^*)$ , (прилож. 3)		140,22 ккал/кг	587,0 кдж/кг
$H_k$	$\frac{i_{2ад}^* - i_n^*}{\gamma_k}$	$\frac{140,22 - 68,89}{0,82}$	86,99 ккал/кг	364,30 кдж/кг
$N_k$	$\frac{G_v \cdot H_k \cdot 427}{75}$	$\frac{116 \cdot 86,99}{0,1756}$	57460 л. с.	42233 квт
$i_2^*$	$i_n^* + H_k$	68,89 + 86,99	155,88 ккал/кг	653,0 кдж/кг
$T_2^*$	по величине $i_2^*$ , (прилож. 3)		643,1 К	643,1 °К

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
в) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания				
$T_3^*$	—	—	1193 °К	1193 К
$i_{3Г}^*$	по температуре $T_3^*$ (прилож. 3)		309,66 ккал/кг	1296,5 кДж/кг
$\pi_T(T_3^*)$			262,70	262,70
$G_{T\text{сек}}$	$\frac{G_B \cdot \kappa_{\text{охл}} (i_{3Г}^* - i_{2B}^*)}{H_{\text{II}} \frac{\text{к.с.}}{\text{с.}} - (i_{3Г}^* - i_{2B}^*)} \kappa_\alpha =$ $= \frac{116 \cdot 0,99(309,66 - 155,88)}{10250 \cdot 0,98 - (309,66 - 155,88)} 0,997$		поправка $\kappa_\alpha$ по прилож. 2	
			1,7801 кг/сек	1,7801 кг/сек
$G_{T\text{час}}$	$3600 \cdot G_{T\text{сек}}$	$3600 \cdot 1,7801$	6408 кг/час	6408 кг/час
$G_{Г3}$	$G_B \cdot \kappa_{\text{охл}} + G_{T\text{сек}}$	$116 \cdot 0,99 + 1,78$	116,62 кг/сек	116,62 кг/сек
$G_{Г5} = G_{Г4}$	$G_B + G_{T\text{сек}}$	$116 + 1,78$	117,78 кг/сек	117,78 кг/сек

г) Расчет процесса в турбине

$N_T$	$\frac{N_{\text{к}}}{\eta_M}$	$\frac{57460}{0,99}$	58040 л. с.	42660 квт.
$H_T$	$\frac{75 \cdot N_T}{427 \cdot G_{Г3}}$	$\frac{0,1756 \cdot 58040}{116,62}$	87,40 ккал/кг	365,9 кДж/кг
$i_4^*$	$i_3^* - H_T$	$309,66 - 87,40$	222,26 ккал/кг	930 кДж/кг
$T_4^*$	по величине $i_4^*$ (прилож. 3)		882,9 °К	882,9 К
$\pi(T_4^*)$			76,39	76,39
$i_{4\text{ад}}^*$	$i_3^* - \frac{H_T}{\eta_T}$	$309,66 - \frac{87,40}{0,91}$	213,62 ккал/кг	894,4 кДж/кг
$\pi(T_{4\text{ад}}^*)$	по величине $i_{4\text{ад}}^*$ (прилож. 3)		66,07	66,07
$\pi_T$	$\frac{\pi(T_3^*)}{\pi(T_{4\text{ад}}^*)}$	$\frac{262,7}{66,07}$	3,976	3,976
$P_3^*$	$P_2^* \cdot \sigma_{\text{к.с.}}$	$12,275 \cdot 0,94$	11,54 кг/см <sup>2</sup>	11,321 дан/см <sup>2</sup>
$P_4^*$	$\frac{P_3^*}{\pi_T}$	$\frac{11,54}{3,976}$	2,902 кг/см <sup>2</sup>	2,847 дан/см <sup>2</sup>

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

Пропускная способность турбины (задано  $A_{3H} = 895,1 \text{ см}^2 = \text{const}$ )

$A_{30}$	$\frac{G_{T3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_T \cdot P_3^*}$	$\frac{116,62\sqrt{1193}}{0,39 \cdot 11,54}$	895,1 см <sup>2</sup>	895,1 см <sup>2</sup>
----------	---	--	-----------------------	-----------------------

д) Расчет процесса в реактивном сопле

$\pi_c$	$\frac{P_4^*}{P_H}$	$\frac{2,902}{1,0332}$	2,809	2,809
$\pi(T_{5ад})$	$\frac{\pi(T_4^*)}{\pi_c}$	$\frac{76,39}{2,809}$	27,20	27,20
$i_{5ад}$	по величине $\pi(T_{5ад})$ (прилож. 3)		167,23 ккал/кг	700,2 кдж/кг
$c_5$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \cdot \varphi_c^2 (i_4^* - i_{5ад})} =$ $= 91,53 \cdot 0,975 \cdot \sqrt{222,26 - 167,23}$		662,0 м/сек	662,0 м/сек

Проходное сечение сопла, определяющее его пропускную способ-

ность, задано  $\mu F_{5H} = 0,3135 \text{ м}^2 \left( \pi_c > \pi_{c_{кр}} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right)^{1/2}$

$\mu F_{50}$	$\frac{G_{T3} \cdot \sqrt{T_4^*}}{m_T \cdot \pi_c \cdot P_4^*}$	$\frac{117,78 \sqrt{882,9}}{0,39 \cdot 0,98 \cdot 2,902}$	0,3155 м <sup>2</sup>	0,3155 м <sup>2</sup>
--------------	---	---	-----------------------	-----------------------

е) Основные данные проектируемого двигателя в условиях  $H=0, Y=0$

$R$	$\frac{G_{T5} \cdot c_5}{g}$	$\frac{117,78 \cdot 662,0}{9,81}$	7948 кг	7797 дан
$C_R$	$\frac{G_T \text{ час}}{R}$	$\frac{6408}{7948}$	0,806 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$	0,822 $\frac{\text{кг}}{\text{дан} \cdot \text{ч}}$
$R_{уд}$	$\frac{R}{G_B}$	$\frac{7948}{116}$	68,52 $\frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$	67,22 $\frac{\text{дан}}{\text{кг/сек}}$

<sup>1</sup> Методика расчета для случая  $\pi_c < \pi_{c_{кр}}$  дана на стр 86.

Полученная величина тяги удовлетворяет требованиям проектного задания. Сверяем полученные значения  $C_R$  и  $R_{уд}$  с типовыми зависимостями (фиг. 3.2)

### 3.5 Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора

Сравнение проведенных расчетов для условий полета ( $H=11$  км,  $M=0,9$ ) и условий взлета ( $H=0$ ,  $M=0$ ) показывает, что при взлете требуется большая степень повышения давления в компрессоре. Поэтому термодинамический расчет двигателя при  $H=0$ ,  $M=0$ , следует принять в качестве исходного для газодинамического расчета турбокомпрессора. Таким образом исходные параметры для расчета компрессора и турбины проектируемого ТРД будут следующими.

Расчетные условия для турбокомпрессора:  $H = 0$ ,  $M = 0$ .

Компрессор			Турбина		
	МКГСС	СИ		МКГСС	СИ
$G_{н_0}$	116 кг/сек	116 кг/сек	$A_3 \frac{G_{г_3} \sqrt{T_3^*}}{m_{г_3} \cdot P_3^*}$	895,1 см <sup>2</sup>	
$\tau_K$	12,0		$\tau_T$	3,976	
$H_K$	86,99 ккал/кг	364,3 кдж/кг	$H_T$	87,4 ккал/кг	365,9 кдж/кг
$\eta_K$	0,82		$\eta_T$	0,91	
$P_1^*$	1,023 кг/см <sup>2</sup>	1,004 дан/см <sup>2</sup>	$P_3^*$	11,54 кг/см <sup>2</sup>	11,32 дан/см <sup>2</sup>
$T_1^*$	288,15 К		$T_3^*$	1193 К	
$T_2^*$	643,1 К		$G_{г_3}$	116,62 кг/сек	116,62 кг/сек
			$G_{г_4}$	117,78 кг/сек	117,78 кг/сек
$P_2^*$	12,28 кг/см <sup>2</sup>	12,04 дан/см <sup>2</sup>	$P_4^*$	2,90 кг/см <sup>2</sup>	2,84 дан/см <sup>2</sup>
			$T_4^*$	882,9 К	

## ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ДВУХКОНТУРНЫХ ТРД С РАЗДЕЛЬНЫМ ВЫХЛОПОМ ИЗ КОНТУРОВ

Применение второго контура на турбореактивных двигателях при дозвуковых скоростях полета вызвано стремлением снизить удельный расход топлива благодаря уменьшению потерь кинетической энергии с выхлопной струей. ТРДД проектируют с различными степенями двухконтурности  $y = \frac{G_{вII}}{G_{вI}}$ . Чем больше степень двухконтурности, тем специфичнее становятся первые ступени

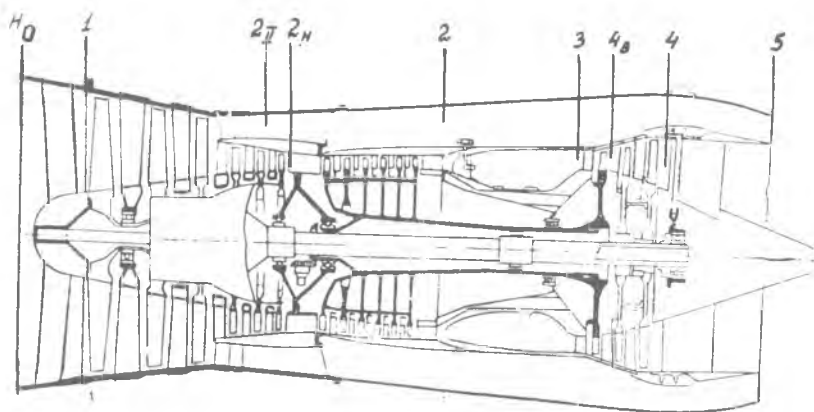


Рис. 4.1. Схема и условное обозначение сечений ТРДД с раздельным выхлопом из контуров

компрессора ТРДД, работающие на оба контура. Эти ступени принято называть вентиляторными, а сами двигатели, у которых степень двухконтурности значительна ( $y > 1,0$ ) в литературе иногда называют турбовентиляторными.

Чем больше степень двухконтурности, тем меньше удельный расход топлива у ТРДД, но и тем сложнее проектирование турбокомпрессора II контура. Выбранная степень двухконтурности, кроме удельного расхода топлива, отражается и на других качествах ТРДД — весе, габарите, шуме и т. д. Влияние комплекса этих качеств может быть точно оценено только при проработке конкретного ТРДД для конкретного самолета.

В настоящее время наилучшее сочетание комплекса указанных качеств ТРДД при дозвуковых скоростях полета чаще всего, получают в следующих диапазонах степеней двухконтурности:

$$\text{и } y_{\text{нв}} \cong 1 \div 3, \text{ если } T_{3\text{н}}^* \cong 1100 \div 1200 \text{ }^\circ\text{K}$$

$$y_{\text{нв}} \cong 5 \div 8, \text{ если } T_{3\text{н}}^* \cong 1250 \div 1400 \text{ }^\circ\text{K}$$

При сверхзвуковых скоростях полета двухконтурные ТРД находят применение только с форсажными камерами. В этом случае обычно  $y_{\text{нв}} \cong 0,5 \div 1,5$ .

При выбранной величине степени двухконтурности и температуре газа перед турбиной  $T_3^*$ , распределение энергии между контурами может быть охарактеризовано соотношением скоростей истечения,  $\bar{c}_5 = \frac{c_{5\text{II}}}{c_{5\text{I}}}$  которое определяется выбранной величиной степени повышения давления во II

контуре  $\pi_{\text{кII}}$  (рис. 4.2).

Оптимальные значения  $\pi_{\text{кII}}$  для ТРДД с раздельным выхлопом из контуров в зависимости от  $\pi_{\text{кI}}$  и  $T_3^*$  даны на рис. 4.3–4.5.

В идеальном ТРДД, как известно [2], максимум тяги получается при соотношении скоростей истечения из конту-

ров  $\bar{c}_{5\text{опт}} = \frac{c_{5\text{II}}}{c_{5\text{I}}} = 1,0$ , когда полетный к. п. д. ТРДД достигает наибольшего значения. У реальных ТРДД, в связи с потерями, величина  $\bar{c}_{5\text{опт}}$  всегда меньше 1. (рис. 4.2).

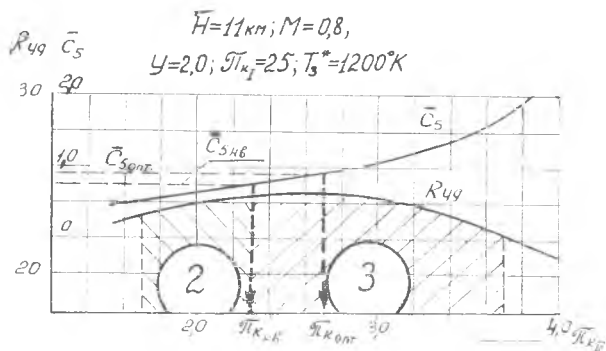


Рис. 4.2. Зависимость удельной тяги и соотношения  $\bar{c}_5 = \frac{c_{5\text{II}}}{c_{5\text{I}}}$  ТРДД с раздельным выхлопом из контуров от степени повышения давления во внешнем контуре 2 — двухступенчатый вентилятор; 3 — трехступенчатый вентилятор

Из графика видно, что зависимость  $R_{уд} = f(\pi_{кII})$  достаточно полого, так что почти одинаковые значения  $R_{уд}$  можно получить, применяя как трехступенчатый, так и двухступенчатый вентилятор (если выбрать околосзвуковые ступени).

При этом для реализации  $\pi_{кII_{опт}}$  годится только трехступенчатый вентилятор. В такой ситуации часто выбирают значения  $\pi_{кII}$  меньшие, чем  $\pi_{кII_{опт}}$ , получая при этом меньший вес вентилятора и турбины, при незначительном ухудшении основных данных двигателя. Такие значения  $\pi_{кII}$  будем называть наивыгоднейшими и обозначать  $\pi_{кII_{нв}}$ . (рис. 4.2).

Обычно оказывается целесообразным выбирать  $\pi_{кII_{нв}} < \pi_{кII_{опт}}$  лишь когда  $y < 2 \div 3$ . Большинство выполненных ТРДД с  $y < 2 \div 3$  имеют величину  $\pi_{кII_{нв}}$  на 15 ÷ 30 % меньшую, чем при оптимальном распределении энергии (табл. 4.1). Чем меньше  $y$  и  $M$  и чем больше  $T_3^*$ , тем обычно больше получается разница между  $\pi_{кII_{нв}}$  и  $\pi_{кII_{опт}}$ .

При предварительной оценке величины  $\pi_{кII_{нв}}$  для ТРДД с  $y > 2 \div 3$  обычно можно принимать  $\pi_{кII_{нв}} \approx \pi_{кII_{опт}}$  (рис. 4.3 ÷ 4.5), так как значения  $\pi_{кII_{опт}}$  здесь чаще всего реализуются в одной ступени вентилятора.

Величина  $\pi_{кII}$  в дальнейшем уточняется при расчете турбокомпрессора исходя из оптимальной нагрузки турбины низкого давления при минимальных габаритах и весе двигателя [12].

#### § 4.1 Предварительная оценка и выбор основных параметров проектируемого ТРДД

Рассмотрим пример проектного задания на расчет ТРДД.  
 Расчетные условия: высота полета —  $H = 11$  км,  
 скорость полета —  $M = 0,8$ .

Потребная тяга в условиях полета —  $R_n = 3320$  кГ

Удельный расход топлива при  $R_n = 3320$  кГ,  $C_R \ll 0,740$   $\frac{\text{кГ}}{\text{кГ} \cdot \text{час}}$

Потребная тяга при взлете —  $R_0 = 14000 \div 14500$  кГ

Диаметр двигателя (по входу) —  $D_{вх} \ll 1800$  мм.

*Применение:* двигатель предназначается для многомоторного пассажирского самолета с большой дальностью полета.

Предварительную оценку параметров проектируемого двигателя произведем, пользуясь типовыми зависимостями удельных параметров для ТРДД с раздельным выхлопом из контуров.



Такие расчетные зависимости основных удельных параметров ТРДД рассматриваемого типа от параметров рабочего процесса показаны на рис. 4.3÷4.5 для различных условий полета при  $y=1,0; 3,0$  и  $6,0$ .

Таблица 4.1

Параметры выполненных и проектируемых двухконтурных ТРД

Наименование двигателя	$R_1$ кг	$C_{R_0}$ кг кг-час	$G_{B_0}$ кг сек	$y$	$\pi_{кI}$	$\pi_{кII}$	$T_{30}^*$ °К	$\frac{\pi_{кII}}{\pi_{кI}}$ $\frac{z}{z_T}$	$D$ мм	$H_p$	$M_p$
Двухконтурные ТРД с $y \ll 2,0 \div 3,0$											
Пратт-Уитни JT3D-3B серийный	8165	0,535	204	1,5	13,0	1,66	$1200 \div 1150^1$	$\frac{2}{2+6+7}$ $\frac{1}{1+3}$	1346	10,7	0,8
Пратт-Уитни JT8D-I серийный	6350	0,59	143	1,06	15,8	1,9	$1200 \div 1250^1$	$\frac{2}{2+4+7}$ $\frac{1}{1+3}$	1080	10,7	0,5
Дженерал Электрик CF-700-2C серийный	1870	0,69	58	1,9	6,8	1,6	$1170 \div 1200^1$	$\frac{1}{8}$ $\frac{1}{2+1}$	815	12,6	0,7
со смещением выхлопных потоков											
Роллс-Ройс «Спей-25» серийный	5170	0,612	93,5	0,7	19,0	2,55	1313	$\frac{5}{5+12}$ $\frac{1}{2+2}$	940	12	0,75
Двухконтурные ТРД с $y > 2,0 \div 3,0$											
Дженерал Электрик TF 39 опытный	18640	$0,35 \div 0,4^1$	680	8	22,0 <sup>2</sup>	1,55	1533	$\frac{1}{2} + 1$ $\frac{1}{2+16}$ $\frac{1}{2+6}$	2540	10,7	0,8
Роллс-Ройс RB-211-22 опытный	18400	$0,35 \div 0,4^1$	602	5,75 <sup>3</sup>	25,0 <sup>3</sup>	1,6	$\frac{1380 \div 1420}{(при + 32^\circ C - 1483)}$	$\frac{1}{1+7+6}$ $\frac{1}{1+1+3}$	2170	10,7	0,85
Роллс-Ройс RB-505 «Трент» опытный	4525	0,446	136	3,1	16,0	1,6	$1300 \div 1350^1$	$\frac{1}{1+4+5}$ $\frac{1}{1+1+2}$	983	7,6	0,7

<sup>1</sup> По оценке автора. <sup>2</sup> В условиях полета:  $\pi_{кI} = 25$ . <sup>3</sup> В условиях полета:  $y = 5$ ;  $\pi_{кI} = 27$ .

Интерполируя между графиками, можно определять примерные данные ТРДД при любых промежуточных значениях  $y$ ,  $T_3^*$ ,  $M$ . Для расчета этих зависимостей приняты следующие значения к. п. д. и коэффициентов потерь, характерные для некоторых выполненных ТРДД:

$$\begin{array}{lll} \eta_{кII} = \eta_{кI} = 0,85; & \sigma_{к.с} = 0,94; & \xi_{к.с} = 0,98; \\ \eta_T = 0,92; & \sigma_{II} = 0,95; & \varphi_{сI} = \varphi_{сII} = 0,975; \\ \eta_M = 0,99; & \sigma_{вх} = 0,99; & \end{array}$$

При этом коэффициенты отбора воздуха на охлаждение принялись следующими:

$$K_{охл} = 0,99 (T_3^* = 1000 \text{ }^\circ\text{K}); \quad K_{охл} = 0,98 (T_3^* = 1200 \text{ }^\circ\text{K});$$

$$K_{охл} = 0,96 (T_3^* \geq 1400 \text{ }^\circ\text{K})$$

**Выбор значений  $y$ ,  $\pi_{кI}$  и  $T_3^*$  в расчетных условиях:  $N=11$  км,  $M=0,8$**

Как следует из рис. 4.4, у проектируемого двигателя задано в расчетных условиях полета весьма низкое значение удельного расхода топлива, для осуществления которого необходимо выбирать  $y \geq 2,0$  при  $\pi_{кI} \geq 20 \div 25$ .

Например, принимая  $y=2,0$  и  $\pi_{кI}=25$  и интерполируя по рис. 4.4, получаем, что заданное значение удельного расхода топлива может быть получено только в диапазоне температур  $T_3^* = 1150 \div 1250^\circ\text{K}$ . Проверим, возможно ли удовлетворить в этом диапазоне температур  $T_3^*$  требование, предъявляемое к габариту двигателя ( $D_{вх} \leq 1800$  мм).

У ТРДД рассматриваемого типа максимальные значения коэффициента производительности  $\bar{G}_к$  обычно составляют  $0,65 \div 0,75$ .

Принимая среднее значение  $\bar{G}_к = 0,7$ , вычислим ожидаемое значение расхода воздуха через компрессор на крейсерском режиме при  $D_{вх} = 1800$  мм

$$G_B = 0,311 \cdot \bar{G}_к \cdot \frac{P_1^* \cdot D_{1к}^2}{\sqrt{T_n^*}} \quad (4.1)$$

$$\text{Здесь } 0,311 = \frac{\pi \sqrt{\frac{k \cdot g}{R_B} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}{4}; \quad T_n^* = 244,2 \text{ }^\circ\text{K} \text{ и } P_1^* = 0,348 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$$

$$\text{Обычно у ТРДД } -D_{вх} = 1,05 \div 1,1 D_{1к} \quad (4.2)$$

Таким образом

$$D_{1к} \cong \frac{1800}{1,075} = 1675 \text{ мм} = 167,5 \text{ см}$$

Тогда

$$G_B = 0,311 \cdot 0,7 \cdot \frac{0,348 \cdot 167,5^2}{\sqrt{244,2}} \cong 136 \text{ кг/сек}$$

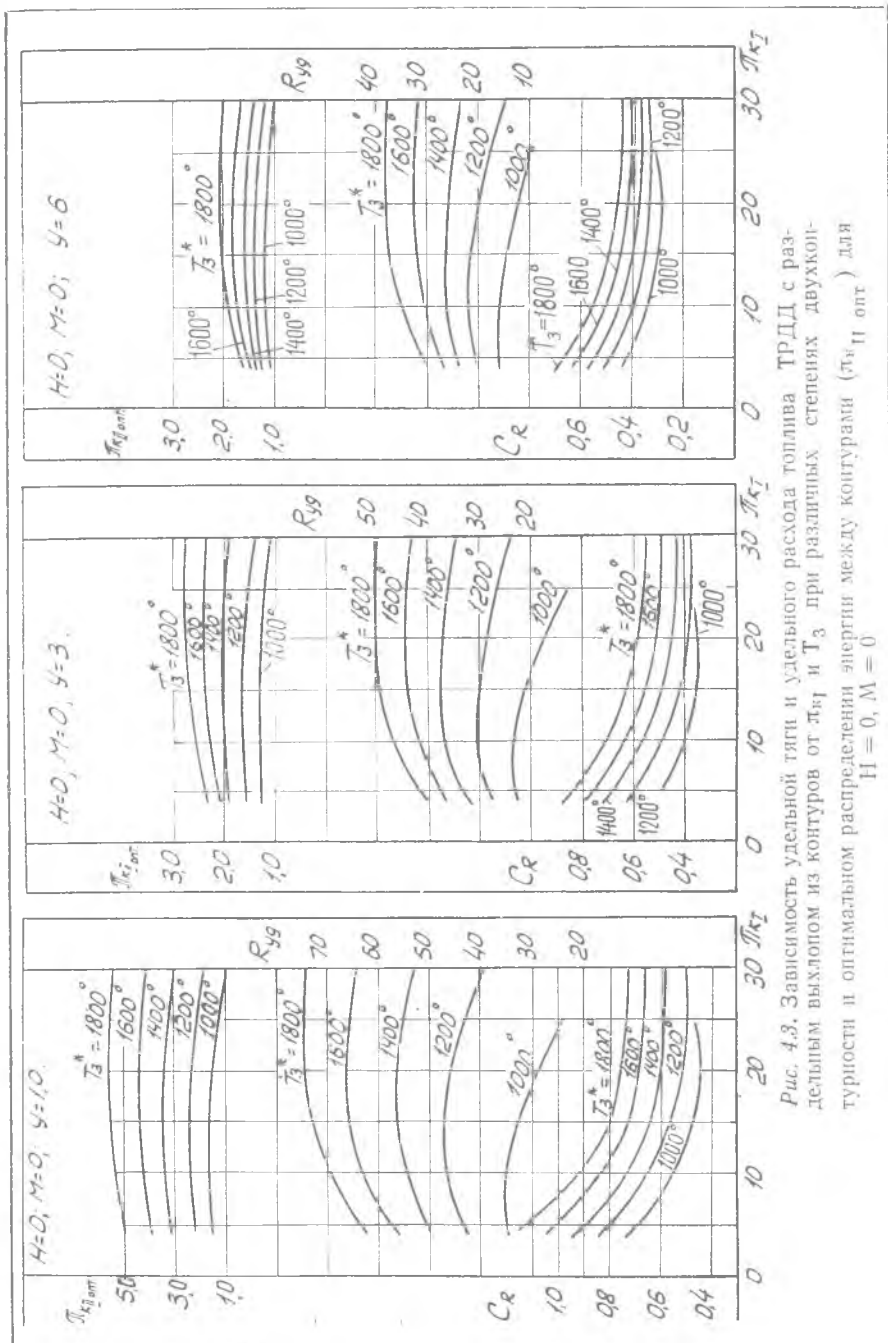


Рис. 4.3. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД с раз-  
 дельным выходом из контуров от  $T_4$  и  $T_3$  при различных степенях двухкон-  
 турности и оптимальном распределении энергии между контурами ( $T_3, T_4$ ) для  
 $H=0, M=0$

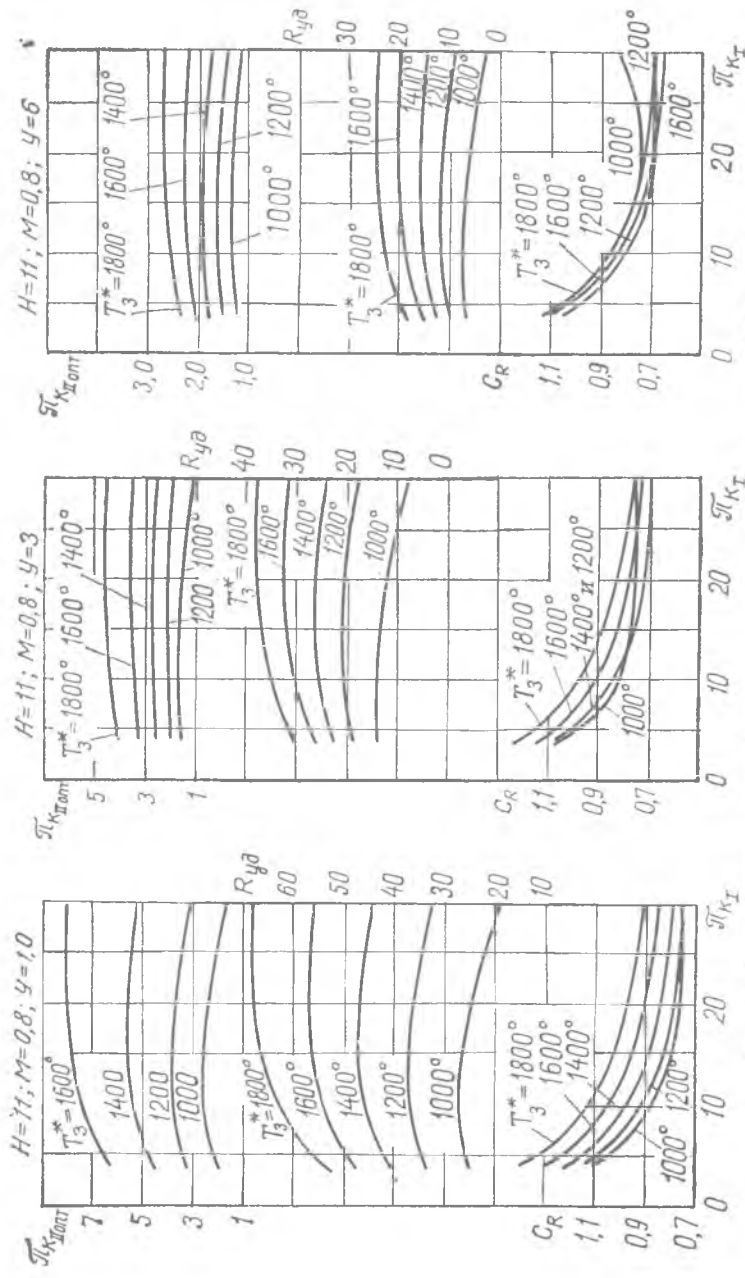


Рис. 4.4. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД с раз-  
 дельным выхлопом из контуров от  $U_{KT}$  и  $T_3^*$  при различных степенях двухкон-  
 турности и оптимальном распределении энергии между контурами ( $U_{KT\text{онт}}$ ) для  
 $H = 11$  км,  $M = 0.8$ .

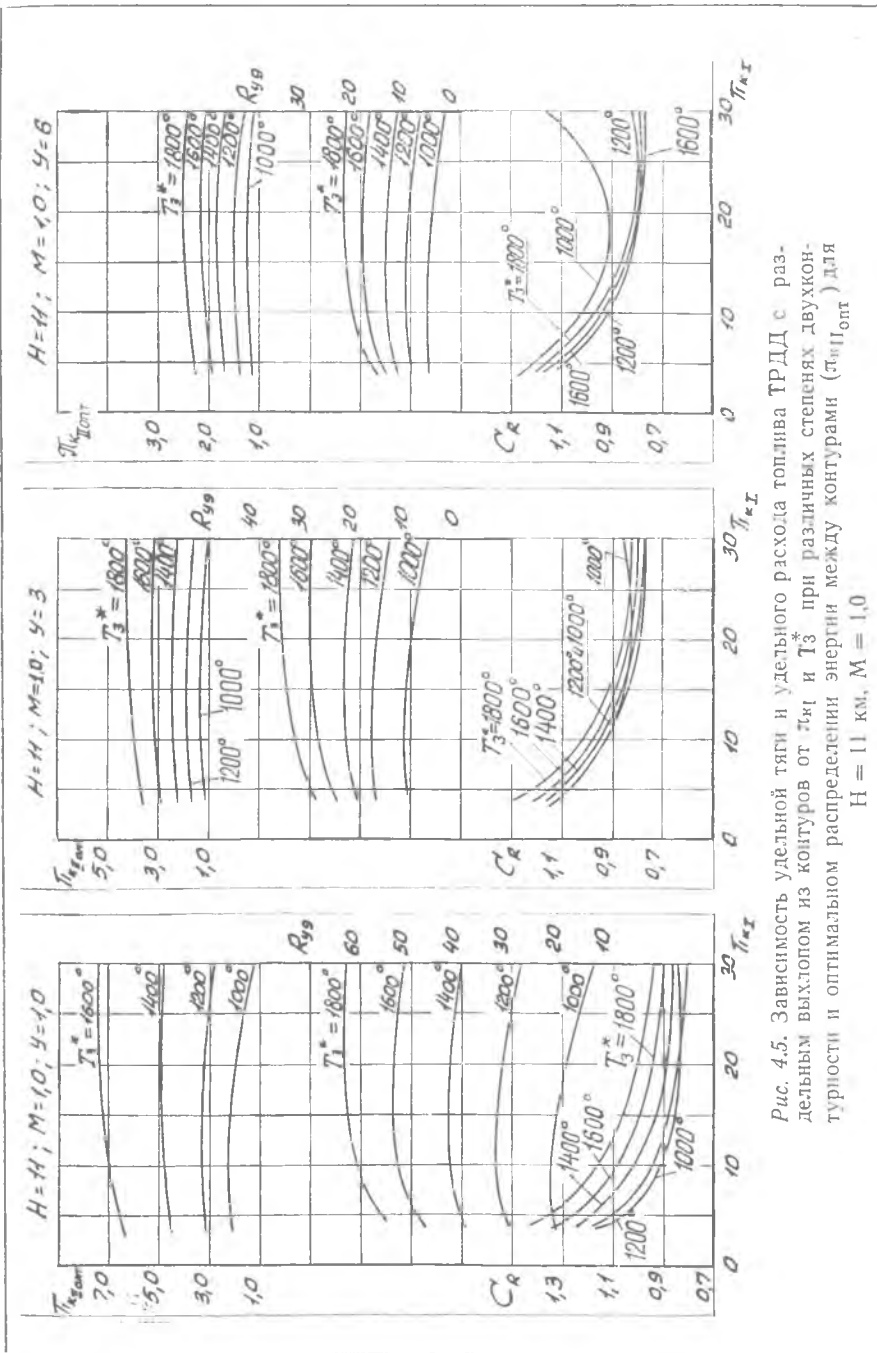


Рис. 4.5. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД с различным выхлопом из контуров от  $\alpha$  и  $T_3^*$  при различных степенях двухконтурности и оптимальном распределении энергии между контурами ( $\alpha_{opt}$ ) для  $H = 11$  км,  $M = 1.0$

Следовательно, проектируемый ТРДД при  $D_{вх} \ll 1800$  мм должен иметь удельную тягу не менее

$$R_{уд} = \frac{R}{G_B} = \frac{3320}{136} \cong 24,4 \frac{\text{кГ}}{\text{кГ/сек}}$$

Проверим, при каких значениях  $T_3^*$  выполнимо это условие. Интерполируя для  $y = 2,0$  между графиками рис. 4.4 (рис. 4.6), получаем зависимости  $R_{уд}$ ,  $C_R = f(T_3^*)$ , ожидаемые при выбранном значении  $\pi_{к1} = 25$  (рис. 4.7). По ним определяем диапазон температур  $T_3^*$ , удовлетворяющий условиям  $C_R \ll 0,74 \frac{\text{кГ}}{\text{кГ} \cdot \text{час}}$  и  $D_{вх} \ll 1800$  мм.

Согласно рис. 4.7 для выполнения условия  $D_{вх} \ll 1800$  мм необходимо иметь  $T_3^*$  не менее  $1200^\circ\text{К}$ , поэтому условие  $C_R \ll 0,74 \frac{\text{кГ}}{\text{кГ} \cdot \text{ч}}$  при  $D_{вх} \ll 1800$  мм удовлетворяется только в узком диапазоне температур  $T_3^* = 1200 \div 1250^\circ\text{К}$ .

Отметим, что так как в условиях взлета температура  $T_3^*$  у таких ТРДД обычно выше, чем в условиях полета на  $150\text{--}200^\circ$ , то даже при  $T_{3и}^* = 1200 \div 1250^\circ\text{К}$  может потребоваться при современных материалах охлаждение первого рабочего колеса турбины.

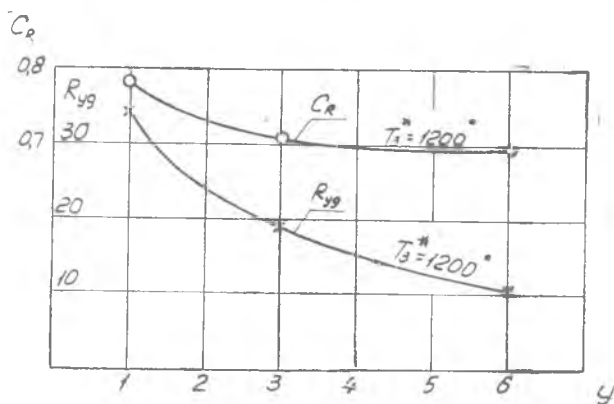


Рис. 4.6. Вспомогательная зависимость для интерполяции значений  $R_{уд}$  и  $C_R$  при  $y = 2,0$   
( $H = 11$  км,  $M = 0,8$ ;  $\pi_{к1} = 25$ )

Проверим, при каких температурах  $T_3^*$  можно выполнить требование  $C_R \ll 0,74 \frac{\text{кГ}}{\text{кГ} \cdot \text{час}}$  и  $D_{вх} \ll 1800$  мм, если выбрать большие значения  $y$ . По рис. 4.4 находим, что для выполнения условия  $R_{уд} \geq 24,4 \frac{\text{кГ}}{\text{кГ/сек}}$  при  $y = 3$  и  $\pi_{к1} = 25$  необходимо иметь  $T_3^* \cong 1400^\circ\text{К}$ , а при  $y = 6$  и  $\pi_{к1} = 25$  —  $T_3^* \cong 1800^\circ\text{К}$ . При этом удельный расход топлива улучшится. Таким образом, при степенях двухконтурности  $y > 2,0$  ограничение габарита проектируемого ТРДД значением

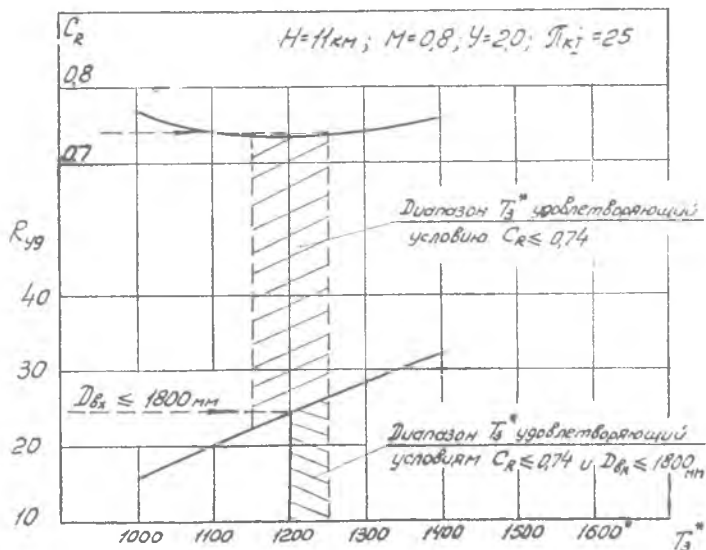


Рис. 4.7. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД с раздельным выхлопом из контуров от  $T_3^*$  при  $H=11 \text{ км}, M=0,8, y=2,0$  и  $\pi_{кI}=25$

$D_{вх}=1800 \text{ мм}$  приводит к необходимости использовать для режима длительного полета высокие температуры газа, требующие применения охлаждаемых рабочих лопаток у нескольких ступеней турбины. Основываясь на предварительной оценке и ограничиваясь на первом этапе охлаждением только первого рабочего колеса турбины, выбираем для условий полета следующие параметры рабочего процесса проектируемого ТРДД:

$$y = 2,0; \quad \pi_{кI} = 25; \quad T_{3в}^* = 1220 \text{ }^\circ\text{К}.$$

Предусматривая использовать в дальнейшем развитии проектируемого образца для снижения веса и удельного расхода топлива большие степени двухконтурности ( $y \approx 3 \div 5$ ), выбираем схему ТРДД с раздельным выхлопом из контуров.

После этого для облегчения дальнейшего проектирования рекомендуется подобрать из числа выполненных ТРДД двигатель-прототип. В нашем случае из предварительной оценки вытекает, что в качестве двигателя-прототипа наиболее подходит ТРДД STF-200 фирмы Пратт-Уитни (исходный вариант при разработке двигателя JT9D-1 с  $y_{расч} = 5$  [16]).

#### Выбор величины $\pi_{кII}$

Для выбранных значений  $\pi_{кI}$  и  $T_3^*$  по рис. 4.4 находим значение  $\pi_{кII, \text{опт}} \approx 2,7$ . При этом даже в случае применения околосвуковых ступеней потребуется трехступенчатый вентилятор. Обычно величина  $\pi_{кII, \text{нв}}$

при  $y=2,0$  может быть меньше  $\pi_{к_{II}}_{\text{опт}}$  на  $15 \div 20$  %. В нашем случае (рис. 4.2) можно понизить  $\pi_{к_{II}}$  до  $\pi_{к_{II}_{\text{нв}}} \cong 2,2 \div 2,3$ . Выбираем  $\pi_{к_{II}} = 2,3$ , так как такое сжатие может быть реализовано в двухступенчатом вентиляторе. Применение трехступенчатого вентилятора здесь нецелесообразно, так как последний может обеспечивать  $\pi_{к_{II}} = 3,5 \div 3,7$ , что превышает даже значение  $\pi_{к_{II}_{\text{опт}}}$ . Его применение, таким образом, привело бы к неоправданному возрастанию веса проектируемого ТРДД.

### Выбор к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газоздушного тракта проектируемого ТРДД

В намечаемых термодинамических расчетах достаточно точно учесть разбивку  $\lambda_{\text{тв}}$  к. п. д. компрессора и турбины и др. по каскадам невозможно, так как расчет основных параметров турбокомпрессора, в том числе и наиболее выгодного распределения работы сжатия между каскадами, только предстоит произвести. Поэтому рекомендуется начинать с оценки значений суммарных адиабатических к. п. д. компрессора и турбины, исходя из намечаемых средних значений политропических к. п. д. ступеней (см. главу I). Выбираем дозвуковые ступени компрессора в первом контуре — с  $\eta_{\text{пол}} \cong 0,89$  (у прототипа  $\pi_{\text{ст}_I} \cong \sqrt[16]{25} = 1,23$ ). На основе этой оценки, учитывая, что  $\pi_{к_I} = 25$ , величина

$$\frac{T_{\text{II}}^*}{288} = \frac{244,2}{288} = 0,848 \text{ и}$$

$$G_{\text{в}_I} = \frac{G_{\text{в}_0}}{1+y} = \frac{G_{\text{в}}}{1+y} \cdot \frac{1,033}{P_{\text{II}}^* \cdot \sigma_0} \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{II}}^*}{288}} = \frac{136}{1+2} \cdot \frac{1,033}{0,351} \cdot \sqrt{\frac{244}{288}} \cong 123 \frac{\text{кг}}{\text{сек}} \quad (4.3)$$

определяем с помощью материалов главы I вероятное значение суммарного адиабатического к. п. д. компрессора:

$$\eta_{к_{II}} = \eta_{к_{\text{max}}} + \Delta\eta_{к_1} + \Delta\eta_{к_2} + \Delta\eta_{к_3}.$$

Величину  $\eta_{к_{II}_{\text{max}}} \cong 0,835$  оцениваем с помощью рис. 1.3 по величинам  $\eta_{\text{пол}}$  и  $\pi_{к_I}$ . По рис. 2.2 и 2.3 определяем, что в нашем случае должно быть:  $\eta_{к_{II}} < \eta_{к_1} (\bar{G}_{\text{в}_0} > 1)$  и, следовательно, в исходном (высотном) расчете требуется вносить поправку на влияние режима двигателя и условий полета ( $\Delta\eta_{к_2}$ ). Для  $y = 2,0$  и  $\frac{T_{\text{II}}^*}{288} = 0,848$  по рис. 2.2 принимаем  $\bar{G}_{\text{в}_0} = 1,04$ . Тогда по графикам рис. 2.3 получаем:  $\Delta\eta_{к_2} = 0,01$ . Согласно материалам главы I, поправки на влияние абсолютного размера компрессора ( $\Delta\eta_{к_1}$ ) и понижения числа  $Re_k$  на высотном режиме ( $\Delta\eta_{к_3}$ ), в нашем случае отсутствуют. Таким образом:

$$\eta_{к_{II}} = \eta_{к_{\text{max}}} + (\Delta\eta_{к_2}) = 0,835 + 0,01 = 0,825.$$



Выбираем околотовковой вентилятор с  $\eta_{\text{пол}} \approx 0,87$  (у прототипа  $\pi_{\text{стII}} \cong \sqrt[2]{2,3} = 1,52$ ). Учитывая, что как и в случае компрессора, поправки  $\Delta\eta_{\text{кI}} = 0$  и  $\Delta\eta_{\text{к}} = 0$ , оценим вероятное значение адиабатического к. п. д. вентилятора:

$$\eta_{\text{кIIH}} = \eta_{\text{кmax}} + \Delta\eta_{\text{к}_2} + \Delta\eta_{\text{кII}}.$$

Величину  $\eta_{\text{кIIHmax}} \approx 0,86$  оцениваем с помощью рис. 1.3 по величинам  $\eta_{\text{пол}}$  и  $\pi_{\text{кII}}$ . По рис. 2.2÷2.3 и 4.8 определяем, что в нашем случае должно быть:  $\eta_{\text{кH}} < \eta_{\text{к}_0}$  (т. к.  $\overline{G_{\text{в}_0}} > 1,0$  и  $y > 1,0$ ) и следовательно, в исходном расчете требуется вводить поправки на влияние режима и условий полета  $\Delta\eta_{\text{к}_2}$  (рис. 2.3) и  $\Delta\eta_{\text{кII}}$  (рис. 4.8). Принимаем  $\Delta\eta_{\text{к}_2} = -0,01$  и  $\Delta\eta_{\text{кII}} = -0,01$ . Таким образом,  $\eta_{\text{кIIH}} \approx \approx 0,86 - 0,01 - 0,01 = 0,84$ .

Выбираем оптимально нагруженные охлаждаемые ступени турбины с  $\eta_{\text{пол}} \approx 0,89$ , так как с помощью материалов § 1.4 и [16] устанавливаем, что у прототипа

$$H_{\text{ст}_0} = \frac{H_{\text{т}_0}}{5} = \frac{0,25}{5} T_3^* \left[ 1 - \frac{1}{\pi_{\text{т}}^{0,25}} \right] = \frac{0,25}{5} \cdot 1400 \left[ 1 - \frac{1}{13,5^{0,25}} \right] \cong 33 \frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$$

На основе этой оценки, учитывая, что

$$\pi_{\text{тH}} \approx \pi_{\text{т}_0} \cong 13,5 \text{ (рис. 1.6)}, \quad G_{\text{вI}} = \frac{G_{\text{в}}}{1+y} = \frac{136}{3} \cong 45,4 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}$$

и, следовательно, пропускная способность турбины равна приблизительно

$$A_3 = \frac{G_{\text{вI}} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_{\text{т}} \cdot P_{\text{т}}^* \cdot \pi_{\text{т}} \cdot \sigma_{\text{к.с.}}} = \frac{45,4 \cdot \sqrt{1220}}{0,39 \cdot 0,348 \cdot 25 \cdot 0 \cdot 0,96} \cong 490 \text{ см}^2,$$

(выбираем кольцевую камеру сгорания с  $\sigma_{\text{к.с.}} = 0,96$ ), определяем вероятное значение суммарного адиабатического к. п. д. турбины

$$\eta_{\text{т}} = \eta_{\text{тmax}} + \Delta\eta_{\text{т}_1} + \Delta\eta_{\text{т}_2}.$$

Величину  $\eta_{\text{тmax}} = 0,915$  оцениваем с помощью рис. 1.5 по величинам  $\eta_{\text{пол}}$  и  $\pi_{\text{т}}$ . Согласно материалам § 1.4, поправки на влияние абсолютного размера турбин ( $\Delta\eta_{\text{т}_1}$ ) и понижения числа  $Re_{\text{т}}$  на высотном режиме ( $\Delta\eta_{\text{т}_2}$ ), в нашем случае вносить не требуется.

Таким образом,  $\eta_{\text{тH}} = \eta_{\text{тmax}} \cong 0,915$ .

Аналогично рассмотренным примерам, основываясь на рекомендациях главы I и принятом двигателе-прототипе, выбирают остальные коэффициенты потерь. Таким образом для условий полета были выбраны следующие значения к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газоздушного тракта проектируемого ТРДД:

$$\begin{array}{lll}
 \eta_{к_{II}} = 0,84; & \sigma_{вх} = 0,99; & \varphi_{сI} = \varphi_{сII} = 0,975; \\
 \eta_{кI} = 0,825; & \sigma_{II} = 0,97; & \eta_M = 0,99. \\
 \eta_T = 0,915; & \sigma_{к.с.} = 0,96; & \\
 \kappa_{охл}^1 = 0,97; & \bar{\sigma}_{к.с.} = 0,975; & 
 \end{array}$$

Они оказались несколько иными, чем те, при которых рассчитаны зависимости рис. 4.4. Очевидно, что при расчете с выбранными значениями к. п. д. получаемые величины  $R_{уд}$  и  $C_R$  также не совпадут с указанными зависимостями. Если получаемые в расчете значения  $R_{уд}$  и  $C_R$  будут отличаться от соответствующих величин на рис. 4.3 и 4.5 существенно (3÷5% и более) то для самоконтроля рекомендуется повторить расчет при типовых значениях к. п. д. (стр. 66) или воспользоваться для оценки методом малых отклонений [6]. Если расчет оказался правильным, то для выполнения заданных требований выбирают иное сочетание к. п. д. или параметров рабочего процесса двигателя.

## § 4.2 Исходный термодинамический расчет ТРДД в условиях полета: $H=11$ км, $M=0,8$

В связи с тем, что потребный расход воздуха через двигатель еще неизвестен, исходный термодинамический расчет вначале производят для  $G_B=1$  кг/сек. Ниже дается методика и пример исходного термодинамического расчета ТРДД с отдельным выхлопом из контуров.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
а) Исходные данные к расчету				
$T_H$			216,5 К	216,5 °К
$p_H$	По таблицам стандартной атмосферы (соответствуют ГОСТу 4401—48)		0,2306 кг/см <sup>2</sup>	0,2262 дан/см <sup>2</sup>
$a$	—	—	295 м/сек	295 м/сек
$V$	$M \cdot a$	0,8·295	236 м/сек	236 м/сек
$T_H^*$	$T_H + \frac{V^2}{2010}$	$216,5 + \frac{236^2}{2010}$	244,2 °К	244,2 °К
$\pi(T_H)$	По температуре $T_H$ (прилож. 3)		0,445	0,445
$i_H$			51,73 ккал/кг	216,6 кдж/кг

<sup>1</sup> В рассматриваемом примере принят наипростейший случай системы охлаждения — с нерегулируемым отбором воздуха, величина которого определяется температурой  $T_{3\text{взл.}}^*$ .

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$\pi (T_{\text{н}}^*)$	по температуре $T_{\text{н}}^*$ (прилож. 3)		0,6774	0,6774
$i_{\text{н}}^*$			58,37 ккал/кг	244,4 кдж/кг
$P_{\text{н}}^*$	$P_{\text{н}} \cdot \frac{\pi (T_{\text{н}}^*)}{\pi (T_{\text{н}})}$	$0,2306 \cdot \frac{0,6774}{0,445}$	0,351 кг/см <sup>2</sup>	0,3443 дан/см <sup>2</sup>
$P_1^*$	$P_{\text{н}}^* \cdot \sigma_{\text{вх}}$	0,351 · 0,99	0,3475 кг/см <sup>2</sup>	0,3409 дан/см <sup>2</sup>
$G'_{\text{в}}$	$G'_{\text{вI}} + G'_{\text{вII}}$	принимается	1 кг/сек	1 кг/сек
$G'_{\text{вI}}$	$\frac{G'_{\text{в}}}{1+y}$	$\frac{1}{1+2}$	0,333 кг/сек	0,333 кг/сек
$G'_{\text{вII}}$	$\frac{y}{1+y} \cdot G'_{\text{в}}$	$\frac{2 \cdot 1}{2+1}$	0,667 кг/сек	0,667 кг/сек

б) Расчет процесса в компрессоре

### II контур

$\pi_{\text{кII}}$	$P_{2\text{II}}^*/P_1^*$	выбирается	2,3	2,3
$P_{2\text{II}}^*$	$P_1^* \cdot \pi_{\text{кII}}$	0,3475 · 2,3	0,7992 кг/см <sup>2</sup>	0,7840 дан/см <sup>2</sup>
$\pi (T_{2\text{ад}}^*)$	$\pi (T_{\text{н}}^*) \cdot \pi_{\text{кII}}$	0,6774 · 2,3	1,558	1,558
$i_{2\text{ад}}^*$	по величине $\pi (T_{2\text{ад}}^*)$ (прилож. 3)		74,16 ккал/кг	310,5 кдж/кг
$H_{\text{кII}}$	$\frac{i_{2\text{ад}}^* - i_{\text{н}}^*}{\eta_{\text{кII}}}$	$\frac{74,16 - 58,37}{0,84}$	18,80 ккал/кг	78,72 кдж/кг
$N_{\text{кII}}$	$\frac{427 \cdot H_{\text{кII}} \cdot G'_{\text{вII}}}{75}$	$\frac{18,8 \cdot 0,667}{0,1756}$	71,4 л.с.	52,6 квт.
$i_{2\text{II}}^*$	$i_{\text{н}}^* + H_{\text{кII}}$	58,37 + 18,80	77,17 ккал/кг	323,1 кдж/кг
$T_{2\text{II}}^*$	по величине $i_{2\text{II}}^*$ (прилож. 3)		322,7 °К	322,7 °К
$\pi (T_{2\text{II}}^*)$			1,792	1,792

### I контур

$\pi_{\text{кI}}$	$P_{2\text{I}}^*/P_1^*$	выбирается	25	25
$P_{2\text{I}}^*$	$P_1^* \cdot \pi_{\text{кI}}$	0,3475 · 25	8,684 кг/см <sup>2</sup>	8,519 дан/см <sup>2</sup>

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$\pi (T_{2ад}^*)$	$\pi (T_{н}^*) \cdot \pi_{кГ}$	0,6774 · 25	16,93	16,93
$i_{н-ад}^*$	по величине $\pi (T_{2ад}^*)$ (прилож. 3)		146,57 ккал/кг	613,7 кдж/кг
$H_{кГ}$	$\frac{i_{2ад}^* - i_{н}^*}{\eta_{кГ}}$	$\frac{146,57 - 58,37}{0,825}$	106,90 ккал/кг	447,6 кдж/кг
$N'_{кГ}$	$\frac{427 \cdot H_{кГ} \cdot G'_{вГ}}{75}$	$\frac{106,9 \cdot 0,333}{0,1756}$	202,8 л. с.	149 квт.
$i_{2Г}^*$	$i_{н}^* + H_{кГ}$	58,37 + 106,90	165,27 ккал/кг	692 кдж/кг
$T_{2Г}^*$	по величине $i_{2Г}^*$ (прилож. 3)		680 °К	680 °К

в) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания при  $G_{в} = 1$  кг/сек

$T_3^*$	—	выбирается	1220 °К	1220 °К
$i_{3Г}^*$	по температуре $T_3^*$ (прилож. 3)		317,46 ккал/кг	1329 кдж/кг
$\pi_{Г}(T_3^*)$			288,65	288,65
$G_{Тсек}^*$	$\frac{G'_{вГ} \cdot \kappa_{охл} \cdot (i_{3Г}^* - i_{2вГ}^*) \cdot \kappa_{\alpha}}{H_{н} \cdot \xi_{к.с.} - (i_{3Г}^* - i_{2вГ}^*)} =$ $= \frac{0,333 \cdot 0,97(317,47 - 165,27) \cdot 0,997}{10250 \cdot 0,975 - (317,47 - 165,27)}$		поправка $\kappa_{\alpha}$ по прилож. 2. 0,004985 кг/сек   0,004985 кг/сек	
$G'_{Тчас}$	$3600 \cdot G'_{Тсек}$	3600 · 0,004985	17,92 кг/час	17,92 кг/час
$G'_{Г3}$	$G'_{вГ} \cdot \kappa_{охл} + G'_{Тсек}$	0,333 · 0,97 + 0,005	0,328 кг/сек	0,328 кг/сек
$G'_{Г4} = G'_{Г3}$	$G'_{вГ} + G'_{Тсек}$	0,333 + 0,005	0,338 кг/сек	0,338 кг/сек

г) Расчет процесса в турбине

$N'_T$	$\frac{N'_{кГ} + N'_{кГII}}{\eta_M}$	$\frac{202,8 + 71,4}{0,99}$	276,9 л. с.	203,5 квт
$H_T$	$\frac{75 \cdot N'_T}{427 \cdot G'_{Г3}}$	$\frac{0,1756 \cdot 276,9}{0,328}$	148,23 ккал/кг	620,6 кдж/кг
$i_{4Г}^*$	$i_{3Г}^* - H_T$	317,47 - 148,23	169,24 ккал/кг	708,6 кдж/кг

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$T_{4I}^*$	по величине $i_{4I}^*$ (прилож. 3)		685,2 °К	685,2 К
$\pi(T_{4I}^*)$			28,39	28,39
$i_{4адI}^*$	$i_{3Г}^* - \frac{H_T}{\eta_T}$	$317,47 - \frac{148,23}{0,915}$	155,47 ккал/кг	650,9 кдж/кг
$\pi(T_{4адI}^*)$	по величине $i_{4адI}^*$ (прилож. 3)		20,93	20,93
$\pi_T$	$\frac{\pi(T_3^*)}{\pi(T_{4адI}^*)}$	$\frac{288,65}{20,93}$	13,78	13,78
$P_{3I}^*$	$P_{3I}^* \cdot \sigma_{к.с.}$	8,684 · 0,96	8,337 кг/см <sup>2</sup>	8,179 дан/см <sup>2</sup>
$P_{4I}^*$	$\frac{P_{3I}^*}{\pi_T}$	$\frac{8,337}{13,78}$	0,6045 кг/см <sup>2</sup>	0,5930 дан/см <sup>2</sup>

д) Расчет удельных параметров ТРДД

$\pi_{сII}$	$\frac{P_{2II}^* \cdot \sigma_{II}}{P_{II}}$	$\frac{0,7992 \cdot 0,97}{0,2306}$	3,362	3,362
$\pi(T_{5адII})$	$\frac{\pi(T_{2II}^*)}{\pi_{сII}}$	$\frac{1,792}{3,362}$	0,533	0,533
$i_{5адII}$	по величине $\pi(T_{5адII})$ (прилож. 3)		54,49 ккал/кг	228,15 кдж/кг
$c_{5II}$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \cdot \varphi_c^2 (i_{2II}^* - i_{5адII})} = 91,53 \cdot 0,975 \cdot \sqrt{77,17 - 54,49}$		425 м/сек	425 м/сек
$R'_{II}$	$\frac{G'_{II}(c_5 - V)}{g}$	$\frac{0,667 \cdot (425 - 236,1)}{9,81}$	12,85 кг	12,61 дан
$\pi_{сI}$	$P_{4I}^* / P_{II}$	0,6045 / 0,2306	2,621	2,621
$\pi(T_{5адI})$	$\pi(T_{4I}^*) / \pi_{сI}$	28,39 / 2,621	10,83	10,83
$i_{5адI}$	по величине $\pi(T_{5адI})$ (прилож. 3)		129,24 ккал/кг	541,13 кдж/кг
$c_{5I}$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \cdot \varphi_c^2 (i_{4I}^* - i_{5адI})} = 91,53 \cdot 0,975 \cdot \sqrt{169,24 - 129,24}$		564,5 м/сек	564,5 м/сек

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$R'_I$	$\frac{1}{g} G'_{гб} \cdot c_{\delta I} - G'_{вI} \cdot V =$ $= \frac{0,338 \cdot 564,5 - 0,333 \cdot 236,1}{9,81}$	11,44 + 12,85	11,44 кг	11,22 дан
$R_{уд}$	$R'_I + R'_{II}$	11,44 + 12,85	24,29 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{сек}}$	23,83 $\frac{\text{дан}}{\text{кг} \cdot \text{сек}}$
$C_R$	$\frac{G'_{гчас}}{R_{уд}}$	17,92/24,29	0,738 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{ч}}$	0,753 $\frac{\text{кг}}{\text{дан} \cdot \text{ч}}$

Самоконтроль: полученные величины  $C_R$  и  $R_{уд}$  сопоставляются с ожидаемыми значениями согласно рис. 4.4 с учетом различия к. п. д.

е) Основные данные проектируемого двигателя в расчетных условиях

$R$	Задано	—	3320 кг	3257 дан
$G_B$	$R_{зад}/R_{уд}$	3320/24,29	136,67 кг/сек	136,67 кг/сек
$G_{вI}$	$\frac{G_B}{1+y}$	136,67/1+2	45,56 кг/сек	45,56 кг/сек
$G_{вII}$	$G_B - G_{вI}$	136,67—45,56	91,11 кг/сек	91,11 кг/сек
$G_{гз}$	$G'_{гз} \cdot \frac{G_{вI}}{G'_{вI}}$	0,328 · $\frac{45,56}{0,333}$	44,88 кг/сек	44,88 кг/сек
$G_{г4} = G_{г5}$	$G'_{г5} \cdot \frac{G_{вI}}{G'_{вI}}$	0,338 · $\frac{45,56}{0,333}$	46,23 кг/сек	46,23 кг/сек

Прходные сечения реактивных сопел, определяющие их пропускную

способность  $\left( \pi_{сI} \text{ и } \pi_{сII} > \pi_{скр} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right)^1$

$\mu F_{\delta I}$	$\frac{G_{гз} \cdot \sqrt{T_{4I}^*}}{m_{г} \cdot \sigma_c \cdot P_{4I}^*} = \frac{46,23 \sqrt{685,2}}{0,39 \cdot 0,98 \cdot 0,6045}$	0,525 м <sup>2</sup>	0,525 м <sup>2</sup>
$\mu F_{\delta II}$	$\frac{G_{вII} \cdot \sqrt{T_{2II}^*}}{m_{в} \cdot \sigma_c \cdot P_{2II}^*} = \frac{91,11 \sqrt{322,7}}{0,396 \cdot 0,98 \cdot 0,97 \cdot 0,7992}$	0,544 м <sup>2</sup>	0,544 м <sup>2</sup>

<sup>1</sup> Методика расчета для случая  $\pi_c < \pi_{скр}$  дается на стр. 86

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

### Пропускная способность турбины

$A_3$	$\frac{G_{T_3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_T \cdot P_3^*}$	$\frac{44,88 \sqrt{1220}}{0,39 \cdot 8,337}$	482,1 см <sup>2</sup>	482,1 см <sup>2</sup>
-------	--	--	-----------------------	-----------------------

Приведенный расход воздуха, характеризующий производительность компрессора в кг/сек

$G_{0_0}$	$G_B \cdot \frac{1,033}{P_H^* \cdot \sigma_0} \sqrt{\frac{T_H^*}{288}} = 136,67 \cdot \frac{1,033}{0,3510} \sqrt{\frac{244,2}{288}}$	370,6 кг/сек	370,6 кг/сек
-----------	--	--------------	--------------

Результаты расчета сопоставляются с требованиями проектного задания. Полученные в исходном расчете значения  $C_R$ ,  $R$  и  $G_B$  ( $D_{вх}$ ) удовлетворяют поставленным требованиям.

### § 4.3 Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТРДД ( $H=0$ , $M=0$ , $p_H=1,033$ кг/см<sup>2</sup>, $T_H=288^\circ\text{K}$ )

В отличие от исходного расчета, здесь величины  $y_0$ ,  $\pi_{к0}$ ,  $T_{3_0}^*$ ,  $\eta_{к0}$  не могут быть выбраны основываясь только на заданных удельных параметрах двигателя, так как их значения связаны с выбранными значениями  $y_H$ ,  $\pi_{кH}$ ,  $T_{3_H}^*$ ,  $\eta_{кH}$  условиями совместной работы элементов ТРДД и заданным соотношением тяг  $\frac{R_H}{R_0}$ .

Пользуясь методикой, изложенной в главе 2, определим, как изменятся величины  $y$ ,  $G_B$ ,  $\eta_k$  и  $\pi_k$  при переходе от расчетного режима в условиях полета к взлетному.

1. Вычисляя величину  $\frac{T_H^*}{288} = \frac{244,2}{288} = 0,848$ , находим по рис. 2.2, что в нашем случае (б) для  $y=2$  вероятны следующие поправки на  $G_{B_0}$  и  $y$ :

$$\bar{G}_{B_0} = 1,04 \text{ и } \bar{y} = 0,94.$$

Это означает, что на взлетном режиме производительность компрессора следует ожидать меньшей, а степень двухконтурности — большей, чем в условиях полета. Окончательная величина  $G_{B_{взл}}$  определится термодинамическим расчетом при подборе требуемых величин пропускной способности турбины ( $A_3 = \text{const}$ ) и проходных сечений реактивных сопел, определяющих их пропускную способность ( $\mu F_{5I} = \text{const}$  и  $\mu F_{5II} = \text{const}$ ).

В нашем примере

$$A_3 = 482,1 \text{ см}^2, \rho F_{51} = 0,525 \text{ м}^2 \text{ и } \rho F_{511} = 0,544 \text{ м}^2.$$

2. По рис. 2.3 находим, что относительно условий полета, на взлетном режиме значение к. п. д. компрессора должно возрасти. Поправка на к. п. д. —  $\Delta\eta_{к_2} \approx 0,01$  была выбрана в § 4.1. Таким образом

$$\eta_{к_{I_0}} = \eta_{к_{I_H}} - (-\Delta\eta_{к_2}) = 0,825 + 0,01 = 0,835.$$

3. Что касается к. п. д. вентилятора, то, как показывают расчеты характеристик ТРДД, изменение величины  $\eta_{к_{II}}$  (а также всего компрессора НД) при переходе от взлета к условиям полета дополнительно зависит от величины расчетной степени двухконтурности. Примерный характер такой зависимости для условий полета  $N = 11$ ,  $M = 0,8$  при  $\frac{R_H}{R_0} = 0,20 \div 0,25$  показан на рис. 4.8.

Таким образом,  $\eta_{к_{II_0}} = \eta_{к_{II_H}} - (-\Delta\eta_{к_2}) - (-\Delta\eta_{к_{II}})$ , где величины  $\Delta\eta_{к_2} = f(T_H^*/288)$  и  $\Delta\eta_{к_{II}} = f(y_p)$  — выбраны в § 4.1. Откуда

$$\eta_{к_{II_0}} = 0,84 - (-0,01) - (-0,01) = 0,86.$$

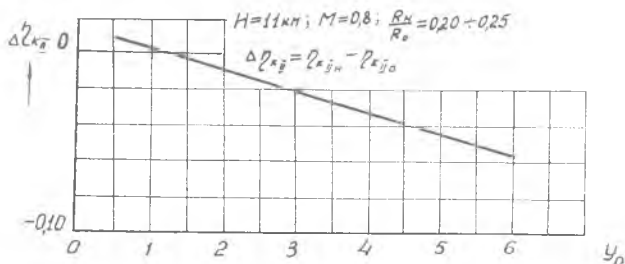


Рис. 4.8. Примерный характер дополнительного изменения адиабатического к.п.д. вентилятора при переходе от взлета к условиям полета  $N=11$  км,  $M=0,8$  при различных степенях двухконтурности у ТРДД

4. На взлетном режиме ТРДД в САУ температура  $T_3^*$  обычно допускается на  $150 \div 200^\circ$  выше, чем в условиях длительного дозвукового полета. В первом приближении принимаем

$$T_{3_0}^* = T_{3_H}^* + 150^\circ = 1220 + 150^\circ = 1370^\circ \text{ К}$$

Окончательная величина температуры  $T_{3_0}^*$  определится термодинамическим расчетом при подборе заданного значения взлетной тяги ( $R_{взл} = 14000 \div 14500 \text{ кг}$ ). Ниже приводится пример предварительной оценки исходных данных к термодинамическому расчету взлетного режима проектируемого ТРДД.



Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$G_{вн}$	$\frac{G_{внн}}{\bar{G}_{вн}}$	$\frac{370,6}{1,04}$	355,5 кг/сек	356,5 кг/сек
$G_{в}$	$G_{вн} \cdot \frac{P_{н}^* \cdot \sigma_0}{1,033} \sqrt{\frac{288}{T_{в}^*}}$	$355,5 \cdot 1,1$	356,5 кг/сек	356,5 кг/сек
$y$	$\frac{y_{н}}{y}$	$\frac{2}{0,94}$	2,131	2,131
$G_{вГ}$	$\frac{G_{в}}{1+y}$	$\frac{356,47}{1+2,131}$	113,85 кг/сек	113,85 кг/сек
$G_{вГн}$	$G_{вГ} \cdot \left( \frac{G_{Гн}}{G_{вГ}} \right)_{н}$	$113,85 \frac{44,88}{45,56}$	112,1 кг/сек	112,1 кг/сек
$P_{з}^*$	$\frac{G_{Гн} \cdot \sqrt{T_{з}^*}}{A_3 \cdot m_{Г}}$	$\frac{112,1 \sqrt{1370}}{482,1 \cdot 0,39}$	22,07 кг/см <sup>2</sup>	21,65 дан/см <sup>2</sup>

Величины  $\left( \frac{G_{Гн}}{G_{вГ}} \right)_{н}$  и  $A_3$  берутся из исходного расчета для  $H=11$  км,  $M=0,8$

$P_1^*$	$P_{н}^* \cdot \sigma_{вх}$	$1,0332 \cdot 0,99$	1,0229 кг/см <sup>2</sup>	1,003 дан/см <sup>2</sup>
$\pi_{кI_0}$	$\frac{P_3^*}{P_1^* \cdot \sigma_{к.с.}}$	$\frac{22,07}{1,0229 \cdot 0,96}$	22,47	22,47
$\left( \frac{\pi_{кII}}{\pi_{к0}} \right)_{I}$	—	$\frac{25}{22,47}$	1,112	1,112

Самоконтроль: должно с точностью до 1-2 % совпадать с результатом по приближенной формуле:

$$\left( \frac{\pi_{кII}}{\pi_{к0}} \right)_{I} = \bar{G}_{вн} \cdot \frac{1+y_0}{1+y_{н}} \cdot \sqrt{\frac{288}{T_{н}^*} \cdot \frac{T_{з}^*}{T_{з_0}^*}} = 1,123.$$

Пользуясь эмпирическим соотношением, оценим ориентировочную величину  $\pi_{кII}$ . (В дальнейшем  $\pi_{кII}$  уточняют исходя из  $\mu F_{5II_0} \approx \mu F_{5II_{н}}$ ).

$\pi_{кII_0}$	$\pi_{кII_{н}} \cdot \sqrt{\left( \frac{\pi_{к0}}{\pi_{кII}} \right)_{I}}$	$2,3 \cdot \sqrt{\frac{22,47}{25}}$	2,18	2,18
$G_{вII}$	$y \cdot G_{вГ}$	$2,131 \cdot 113,85$	242,62 кг/сек	242,62 кг/сек

Самоконтроль:  $G_{вII} + G_{вГ} = G_{в}$ .

$$G_{в} = 242,62 \text{ кг/сек} + 113,85 \text{ кг/сек} = 356,5 \text{ кг/сек.}$$

#### § 4.4 Термодинамический расчет проектируемого ТРДД на взлетном режиме

Окончательный термодинамический расчет обычно может быть получен после нескольких приближений. Для уточнения выбранных в первом приближении (в § 4.3) величин  $G_{в}$ ,  $y$ ,  $\pi_{кI}$ ,  $\pi_{кII}$  проводят по излагаемой ниже методике термодинамический расчет ТРДД и находят проходные сечения сопел, определяющие их пропускную способность:  $\mu F_{5I}$  и  $\mu F_{5II}$ . При правильном соответствии выбранных значений  $\pi_{кI}$ ,  $\bar{G}_{в}$ ,  $y$  и  $T_3^*$ , полученные величины  $\mu F_{5I_0}$  и  $\mu F_{5II_0}$  должны совпадать с соответствующими значениями в исходном расчете ( $\mu F_{5I_{II}}$  и  $\mu F_{5II_{II}}$ ). Совпадения добиваются изменением величин  $T_3^*$  и  $\pi_{кII}$  при  $G_{в} = \text{const}$ .

Вначале уточняют величину  $\pi_{кII}$ , чтобы она обеспечивала равенство  $\mu F_{5I_0} \cong \mu F_{5II_0}$ , а затем температуру  $T_3^*$  (а вместе с ней и  $\pi_{кI}$ ) из условия  $\mu F_{5I_0} \cong \mu F_{5II_0}$ .

В рассматриваемом примере при проведении указанных выше расчетов принимались следующие исходные данные:

$$A_3 = 482,1 \text{ см}^2; \pi_{кII} = 2,18; \mu F_{5I} = 0,525 \text{ м}^2;$$

$$G_{в_0} = 356,3 \frac{\text{кГ}}{\text{сек}} (\bar{G}_{в_0} = 1,04); T_3^* = 1370 \text{ }^\circ\text{K}; \mu F_{5II} = 0,544 \text{ м}^2;$$

$$y = 2,131 (\bar{y} = 0,84); \eta_{кII_0} = 0,86; \eta_{кI_0} = 0,835.$$

Остальные коэффициенты потерь и к. п. д. сохранялись такими же, что и в исходном расчете.

Когда значение  $T_3^*$  для исходной величины  $G_{в_0}$  подобрано, вычисляют величину тяги  $R_{взл}$ . Если при этой температуре  $T_3^*$  заданное значение взлетной тяги не обеспечивается, то расчеты §§ 4.3 и 4.4 повторяют с новым значением расхода воздуха, а следовательно, и  $T_3^*$  (изменяя ранее выбранный коэффициент  $\bar{G}_{в_0}$ ).

Указанным образом на основе последовательных приближений для значения тяги  $R_0 \cong 14500 \text{ кГ}$  уточнены следующие исходные данные для окончательного расчета:

$$T_3^* = 1375 \text{ }^\circ\text{K}, \pi_{кI} = 22,57, \pi_{кII} = 2,25.$$

Остальные исходные данные остались без изменений.

Ниже приводятся методика и результаты расчета проектируемого ТРДД на взлетном режиме.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
а) Исходные данные к расчету				
$P_{II}$	$P_{II}^* = P_{II}$	по таблице СА (ГОСТ 4401-48)	1,033 кг/см <sup>2</sup>	1,0136 дан/см <sup>2</sup>
$T_{II}$	$T_{II}^* = T_{II}$		288 °К	288 °К
$i_{II}$			68,85 ккал/кг	288 кдж/кг
$\pi(T_{II})$	по величине $T_{II}$ (прилож. 3)		1,205	1,205
$P_1^*$	$P_{II} \cdot \sigma_{вх}$	1,033 · 0,99	1,0229 кг/см <sup>2</sup>	1,005 дан/см <sup>2</sup>
б) Расчет процесса во II контуре				
$G_{вII}$	$G_{в} \cdot \frac{y}{1+y}$	$356,47 \cdot \frac{2,131}{1+2,131}$	242,62 кг/сек	242,62 кг/сек
$P_{2II}^*$	$P_1^* \cdot \pi_{кII}$	1,0229 · 2,25	2,302 кг/сек	2,258 дан/сек
$\pi(T_{2ад}^*)$	$\pi(T_{II}^*) \cdot \pi_{кII}$	1,205 · 2,25	2,71	2,71
$i_{2ад}^*$	по величине $\pi(T_{2ад}^*)$ , (прилож. 3)		86,88 ккал/кг	363,8 кдж/кг
$H_{кII}$	$\frac{i_{2ад}^* - i_{II}^*}{\eta_{кII}}$	$\frac{86,88 - 68,85}{0,86}$	20,96 ккал/кг	87,76 кдж/кг
$N_{кII}$	$\frac{427 \cdot H_{кII} \cdot G_{вII}}{75}$	$\frac{20,96 \cdot 242,62}{0,1756}$	28960 л. с.	21300 квт
$i_{2II}^*$	$i_{II}^* + H_{кII}$	68,65 + 20,96	89,61 ккал/кг	376,0 кдж/кг
$T_{2II}^*$	по величине $i_{2II}^*$ (прилож. 3)		375,2 °К	375,2 К
$\pi(T_{2II}^*)$			3,04	3,04
$\pi_{сII}$	$\frac{P_{2II}^* \cdot \sigma_{II}}{P_{II}}$	$\frac{2,302 \cdot 0,97}{1,0332}$	2,161	2,161
$\pi(T_{3адII}^*)$	$\frac{\pi(T_{2II}^*)}{\pi_{сII}}$	3,04/2,161	1,407	1,407
$i_{3адII}$	по величине $\pi(T_{3адII}^*)$ , (прилож. 3)		72,00 ккал/кг	301,46 кдж/кг
$c_{3II}$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \varphi_c^2 (i_{2II}^* - i_{3адII})} = 91,53 \cdot 0,975 \cdot \sqrt{89,61 - 72,00}$		376,6 м/сек	376,6 м/сек

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

Проходное сечение сопла, определяющее его пропускную способ-

ность задано —  $\mu F_{5II} = 0,544 \text{ м}^2 \left( \pi_{cII} > \pi_{cкр} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right)^{\frac{1}{2}}$

$\mu F_{5II}$	$\frac{G_{BII} \cdot \sqrt{T_{2II}^*}}{m_B \cdot \sigma_c \cdot \sigma_{II} \cdot P_{2II}^*}$	$\frac{242,62 \sqrt{375,2}}{0,396 \cdot 0,98 \cdot 0,97 \cdot 2,302}$	0,542 м <sup>2</sup>	0,542 м <sup>2</sup>
---------------	---	---	----------------------	----------------------

в) Расчет процесса в компрессоре I контура

$G_{B1}$	$\frac{G_B}{1+y}$	$\frac{356,47}{1+2,131}$	113,85 кг/сек	113,85 кг/сек
$P_{21}^*$	$P_1^* \cdot \pi_{к1}$	1,0229 · 22,57	23,69 кг/см <sup>2</sup>	22,65 дан/см <sup>2</sup>
$\pi(T_{2ад}^*)$	$\pi(T_{II}^*) \cdot \pi_{к1}$	1,205 · 22,57	27,20	27,20
$i_{2ад}^*$	по величине $\pi(T_{2ад}^*)$ , (прилож. 3)		167,62 ккал/кг	701,8 кдж/кг
$H_{к1}$	$\frac{i_{2ад}^* - i_{II}^*}{\eta_{к1}}$	$\frac{167,62 - 68,85}{0,835}$	118,28 ккал/кг	495,2 кдж/кг
$N_{к1}$	$\frac{G_{B1} \cdot H_{к1} \cdot 427}{75}$	$\frac{113,85 \cdot 118,28}{0,1756}$	76687 л. с.	56403 квт.
$i_{21}^*$	$i_{II}^* + H_{к1}$	68,85 + 117,28	187,13 ккал/кг	783,5 кдж/кг
$T_{21}^*$	по величине $i_{21}^*$ (прилож. 3)		764,8 К	764,8 К

г) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания

$T_3^*$	—	—	1375 К	1375 К
$i_{3г}^*$	—	—	362,83 ккал/кг	1519 кдж/кг
$\pi_r(T_3^*)$	по температуре $T_3^*$ (прилож. 3)		480,70	480,70
$G_{тсек}$	$\frac{G_{B1} \cdot k_{охл} \cdot (i_{3г}^* - i_{2в1}^*)}{H_u \cdot \xi_{к.с.} - (i_{3г}^* - i_{2в1}^*)} \cdot \kappa_{д} =$ $= \frac{113,85 \cdot 0,97 \cdot (362,83 - 187,13)}{10250 \cdot 0,975 - (362,83 - 187,13)} \cdot 1,004$		поправка $\kappa_{д}$ по прилож. 2	1,986 кг/сек
$G_{тчас}$	$3600 \cdot G_{тсек}$	3600 · 1,986	7151 кг/час	7151 кг/час

<sup>1</sup> Методика расчета для случая  $\pi_c < \pi_{cкр}$  дана на стр. 86

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$G_{га}$	$G_{вг} \cdot \kappa_{охл} + G_{тсек}$	113,85 · 0,97 + 1,986	112,4 кг/сек	112,4 кг/сек
$G_{га}$	$G_{вг} + G_{тсек}$	113,85 + 1,986	115,83 кг/сек	115,83 кг/сек

д) Расчет процесса в турбине

$N_T$	$\frac{(N_{к1} + N_{к1т})}{\eta_M}$	$(73710 + 30220) \frac{1}{0,99}$	106703 л. с.	78480 кВт
$H_T$	$\frac{75 \cdot N_T}{427 \cdot G_{га}}$	$\frac{0,1756 \cdot 106703}{112,4}$	166,68 ккал/кг	697,9 кдж/кг
$i_{4г}^*$	$i_3^* - H_T$	362,83 - 166,69	196,14 ккал/кг	821,2 кдж/кг
$T_{4г}^*$	по величине $i_{4г}^*$ , (прилож. 3)		786,6 °К	786,6 °К
$\pi(T_{4г}^*)$			48,40	48,40
$i_{4ад}^*$	$i_3^* - \frac{H_T}{\gamma_T}$	$362,83 - \frac{166,69}{0,915}$	180,66 ккал/кг	576,4 кдж/кг
$\pi(T_{4ад}^*)$	по величине $i_{4ад}^*$ , (прилож. 3)		35,94	35,94
$\tau_T$	$\frac{\pi(T_3^*)}{\pi(T_{4ад}^*)}$	480,70/35,94	13,55	13,55
$P_{3г}^*$	$P_{2г}^* \cdot \sigma_{к.с.}$	23,09 · 0,96	22,17 кг/см <sup>2</sup>	21,75 дан/см <sup>2</sup>
$P_{4г}^*$	$\frac{P_{3г}^*}{\tau_T}$	$\frac{22,17}{13,55}$	1,657 кг/см <sup>2</sup>	1,626 дан/см <sup>2</sup>

Пропускная способность турбины (задано  $A_{3н} = 482,1 \text{ см}^2$ )

$A_{30}$	$\frac{G_{га} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_{г} \cdot P_3^*}$	$\frac{112,4 \sqrt{1375}}{0,39 \cdot 22,17}$	482,1 см <sup>2</sup>	482,1 см <sup>2</sup>
----------	---	--	-----------------------	-----------------------

е) Расчет процесса в реактивном сопле I контура

$\pi_{сг}$	$\frac{P_{4г}^*}{P_n}$	1,657/1,0332	1,604	1,604
$\pi(T_{3ад}^*)$	$\frac{\pi(T_4^*)}{\tau_{сг}}$	48,40/1,604	30,17	30,17
$i_{3ад}$	по величине $\pi(T_{3ад}^*)$ , (прилож. 3)		172,11 ккал/кг	720,6 кдж/кг

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$H_c$	$(i_4^* - i_{5ад}) \cdot \varphi_c^2 = (196,14 - 172,11)0,975^2$		22,84 $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$	95,63 $\frac{\text{кдж}}{\text{кг}}$
$c_{5I}$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \cdot H_c}$	91,53 $\sqrt{22,84}$	437,8 м/сек	437,8 м/сек
$i_5$	$i_4^* - H_c$	196,14—22,84	173,3 ккал/кг	725,61 кдж/кг
$T_5$	по величине $i_5$ (прилож. 3)		700,8 °К	700,8 °К

Проходное сечение сопла, определяющее его пропускную способность, задано  $\rho F_{5H} = 0,525 \text{ м}^2 \left( \pi_{cI} < \pi_{cкр} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right)^1$

$\rho F_{5I_0}$	$\frac{G_{r5} \cdot R_{r5} \cdot T_{5I}}{P_H \cdot c_{5I}}$	$\frac{115,83 \cdot 29,36 \cdot 700,8}{10^4 \cdot 1,033 \cdot 437,8}$	0,527 м <sup>2</sup>	0,527 м <sup>2</sup>
-----------------	---	---	----------------------	----------------------

ж) Основные данные проектируемого двигателя в условиях  $H=0, V=0$

$R_I$	$\frac{G_{r5I} \cdot c_{5I}}{g}$	$\frac{115,83 \cdot 432,7}{9,81}$	5169 кг	5070 дан
$R_{II}$	$\frac{G_{BII} \cdot c_{5II}}{g}$	$\frac{242,62 \cdot 346,4}{9,81}$	9314 кг	9136 дан
$R$	$R_I + R_{II}$	5169+9314	14483 кг	14196 дан
$R$	$\frac{G_{Tчас}}{R}$	$\frac{7151}{14483}$	0,494 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$	0,504 $\frac{\text{кг}}{\text{дан} \cdot \text{ч}}$

Полученная величина тяги удовлетворяет требованиям проектного задания. Сверяем полученные значения  $C_R$  и  $R_{уд}$  с типовыми зависимостями (рис. 4.3)

$R_{уд}$	$\frac{R}{G_B}$	$\frac{14483}{356,47}$	40,63 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{сек}}$	39,86 $\frac{\text{дан}}{\text{кг} \cdot \text{сек}}$
----------	-----------------	------------------------	--	---

#### § 4.5 Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора

Сравнение проведенных расчетов для условий полета ( $H=11 \text{ км}$ ,  $M=0,8$ ) и условий взлета ( $H=0$ ,  $M=0$ ) показывает, что в высотных условиях требуется существенно большая степень повышения давления в компрессоре. Поэтому термодинамический расчет дви-

<sup>1</sup> Методика расчета для случая  $\pi_c > \pi_{cкр}$  дана на стр. 78.

тателя при  $N=11$ ,  $M=0,8$  следует принять в качестве исходного для газодинамического расчета турбокомпрессора. Таким образом, исходные параметры для расчета компрессора и турбины проектируемого ТРДД будут следующими:

Расчетные условия для турбокомпрессора:  $N = 11$  км,  $M = 0,8$ .

Система единиц	Компрессор		Турбина		
	МКГСС	СИ		МКГСС	СИ
$G_{вв}$	370,6 $\frac{\text{кг}}{\text{сек}}$	370,6 $\frac{\text{кг}}{\text{сек}}$	$A_3$	482,1 $\text{см}^2$	
$u$	2,0				
$\pi_{кI}$	25,0		$\pi_T$	13,79	
$\pi_{кII}$	2,3				
$H_{кI}$	106,9 $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$	447,6 $\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	$H_T$	148,23 $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$	620,6 $\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$
$H_{кII}$	18,8 $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$	78,72 $\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$			
$\eta_{кI}$	0,825		$\eta_T$	0,915	
$\eta_{кII}$	0,84				
$P_1^*$	0,3475 $\text{кг/см}^2$	0,3409 $\text{дан/см}^2$	$P_3^*$	8,337 $\text{кг/см}^2$	8,179 $\text{дан/см}^2$
$T_1^*$	244,2 $^{\circ}\text{К}$		$T_3^*$	1220 $^{\circ}\text{К}$	
$P_{2I}^*$	8,68 $\text{кг/см}^2$	8,52 $\text{дан/см}^2$	$G_{га}$	44,88 $\text{кг/сек}$	44,88 $\text{кг/сек}$
$P_{2II}^*$	0,8 $\text{кг/см}^2$	0,784 $\text{дан/см}^2$	$G_{га}$	46,23 $\text{кг/сек}$	46,23 $\text{кг/сек}$
$T_{2I}^*$	680 $^{\circ}\text{К}$		$P_{4I}^*$	0,6045 $\text{кг/см}^2$	0,593 $\text{дан/см}^2$
$T_{2II}^*$	322,7 $^{\circ}\text{К}$		$T_{4I}^*$	685,2 $^{\circ}\text{К}$	

## Глава 5

### ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ДВУХКОНТУРНЫХ ТРД СО СМЕШЕНИЕМ ВЫХЛОПНЫХ ПОТОКОВ

Смешение выхлопных потоков широко применяется на ТРДД с относительно невысокой степенью двухконтурности  $Y < 2,0 \div 3,0$  (рис 5.1). Его применение у двухконтурных двигателей имеет термодинамические, конструктивные и другие преимущества. При смешении обмен теплом между «холодной» струей внешнего контура и «горячей» струей внутреннего приводит к более равномерному распределению скорости  $c_5$  по массе выхлопной струи. Благодаря этому уменьшаются потери кинетической энергии с выходной скоростью и полетный к. п. д. увеличивается, соответственно тяга ТРДД несколько возрастает, в связи с чем удельный расход топлива снижается.

Наибольший эффект от обмена теплом наблюдается в случаях, когда массы смешиваемых потоков сопоставимы ( $y \approx 0,5 \div 2,0$ ).

Максимально-возможный эффект от смешения потоков в теории ТРДД [2] принято выражать через прирост так называемого выходного импульса. Коэффициент повышения выходного импульса при полном смешении вычисляют по следующему соотношению:

$$\bar{I}_{\max} = \frac{\sqrt{(1+y)(1+y\cdot\Theta)}}{1+y\sqrt{\Theta}} \quad (5.1)$$

$$\text{где } \bar{I}_{\max} = \frac{I_{\text{см}}}{I_{\text{б см}}}; \quad I = \frac{G_5 c_5}{g}; \quad \Theta = \left( \frac{T_{11}^*}{T_1^*} \right)_{\text{те}}$$

Однако реально при смешении потоков в ТРДД обычно удается получить прирост выходного импульса, не превышающий 60—80% величины максимально-возможного прироста по уравнению (5.1) [10] [11].

В связи с тем, что при реальном смешении от 20 до 40% максимально-возможного прироста выходного импульса обычно не ре-



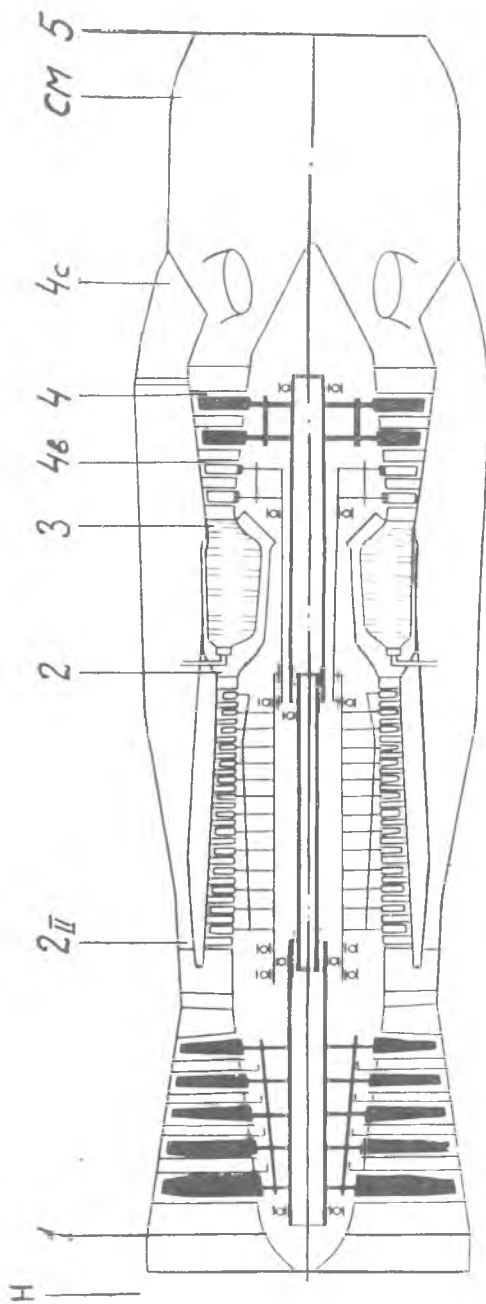


Рис. 5.1. Схема и условное обозначение сечений ТРДД со смещением выхлопных потоков

лизуется, в расчетах ТРДД целесообразно использовать коэффициент, учитывающий неполноту смешения:

$$K_{c_s} = \frac{I}{I_{cm}} = 1 - \frac{\bar{I}_{max} - 1}{x}$$

где:  $\bar{I}_{max}$  берется по уравнению (5.1), а  $x = 3 \div 5$  (т. е.  $x = 5$ , если, например, полагать потерянной  $1/5$  часть теоретического прироста, импульса,  $x = 3$ , если  $1/3$  часть и т. д.).

Благодаря достигаемому приросту выходного импульса смешение может приводить при современных параметрах ТРДД к улучшению удельного расхода топлива в условиях полета на  $1 \div 3\%$ . Этому способствует и то обстоятельство, что в полете прирост тяги получается всегда больше прироста выходного импульса, так как

$$R = I - \frac{G_v \cdot V}{g}, \text{ а } C_R = \frac{G_T}{R}.$$

Помимо отмеченного, при смешении потоков снижается шум выхлопной струи, а также упрощаются конструктивные решения реверса тяги и форсажа ТРДД.

Другое важное преимущество применения смешения заключается в следующем. Минимальные потери кинетической энергии при смешении получаются в случае, когда полные давления смешиваемых потоков, примерно, одинаковы  $\left(\frac{P_{II}^*}{P_I^*}\right)_{нв} \approx 0,9 \div 1,0$ . Благодаря

этому оптимальные значения  $\pi_{кII}$  у ТРДД со смешением выхлопных потоков получаются обычно на  $20 \div 40\%$  меньшими, чем у ТРДД с раздельным выхлопом. Это позволяет проектировщику получать при применении смешения более простой и легкий турбокомпрессор.

Из рис. 5.2 видно, что зависимость удельной тяги ТРДД со смешением выхлопных потоков от степени повышения давления во II контуре почти столь же пологая, как и у обычного ТРДД.

Поэтому здесь также (см. главу 4) можно выбирать значения  $\pi_{кII нв} < \pi_{кII опт}$  практически без ущерба для основных данных двигателя. Расчет тяги такого ТРДД производится следующим образом.

Вычисляются параметры смеси в случае полного смешения

$$i_{cm}^* = \frac{i_4^* \cdot G_{rI} + i_{2II}^* \cdot G_{vII}}{G_{rI} + G_{vII}},$$

где  $i_{cm}^*$  — энтальпия смеси,

$G_{rI}$  и  $G_{vII}$  — весовые расходы смешиваемых потоков,

$i_{4I}^*$  и  $i_{2II}^*$  — исходные энтальпии смешиваемых потоков.

Давление смеси  $P_{cm}^*$  может быть найдено совместным решением уравнений импульсов и неразрывности.

Например в случае камеры смешения постоянного сечения [8]

$$\frac{P_{см}^*}{P_{14c}^*} = \frac{1}{2} f(\lambda_{кр}) \cdot \frac{z(\lambda_I) + y \cdot \sqrt{\Theta} \cdot z(\lambda_{II})}{\left( \frac{1}{q(\lambda_I)} + \frac{y \cdot \sqrt{\Theta}}{q(\lambda_{II})} \cdot \frac{P_{14c}^*}{P_{II4c}^*} \right) \cdot f(\lambda_{см})} \quad (5.2)$$

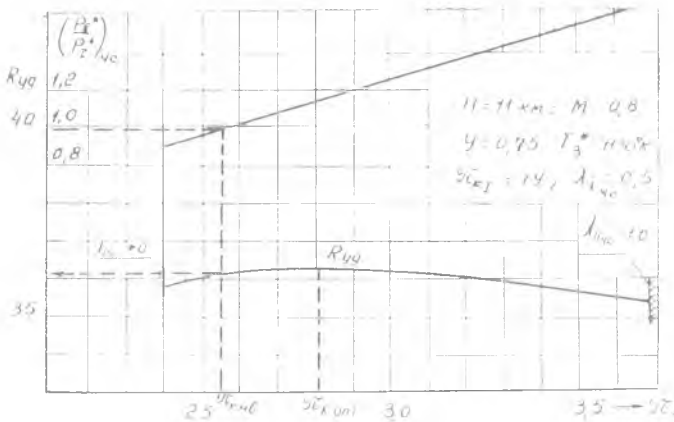


Рис. 5.2. Зависимость удельной тяги и соотношения полных давлений смешиваемых потоков у ТРДД от степени повышения давления во внешнем контуре, при  $\lambda_{крI} = const$ ,  $T_3^* = const$  и  $y = const$ .

где  $f(\lambda_{см})$  (прилож. 4) определяется по

$$z(\lambda_{см}) = \frac{z(\lambda_I) + y \cdot \sqrt{\Theta} \cdot z(\lambda_{II})}{\Psi (1 + y)(1 + y \cdot \Theta)}$$

$q(\lambda_I)$  и  $q(\lambda_{II})$  — из соответствующих уравнений неразрывности в сечении 4с:

$$q(\lambda_I) = \frac{G_I \cdot \sqrt{T_I^*}}{m_r \cdot F_I \cdot P_I^*}; \quad q(\lambda_{II}) = \frac{G_{II} \cdot \sqrt{T_{II}^*}}{m_b \cdot F_{II} \cdot P_{II}^*}$$

По рис. 5.3 (а, б, в) зависимость (5.2) решается графически. Ход вычисления  $p_{см}^*$  указан на рис. 5.3а. Величиной  $\lambda_I$  в исходном термодинамическом расчете задаются в диапазоне:  $\lambda_I = 0,4 \div 0,6$ . При этом вычисляются проходные сечения смесительного устройства, определяющие его пропускные способности по I и II контуру:

$$\mu F_{I4c} = \frac{G_I \cdot \sqrt{T_I^*}}{m_r \cdot P_I^* \cdot q(\lambda_I)} \quad \text{и} \quad \mu F_{II4c} = \frac{G_{II} \cdot \sqrt{T_{II}^*}}{m_b \cdot P_{II}^* \cdot q(\lambda_{II})} \quad (5.3)$$

где  $\lambda_{II}$  рассчитывают по величине  $\lambda_I$  при  $P_{I4c} = P_{II4c}$ :

$$\pi(\lambda_{II}) = \frac{P_I^*}{P_{II}^*} \cdot \pi(\lambda_I); \quad \pi(\lambda) = \frac{P}{P^*}$$

Когда полученное в расчете соотношение  $\left( \frac{P_{II}^*}{P_I^*} \right)_{4c}$  выходит из

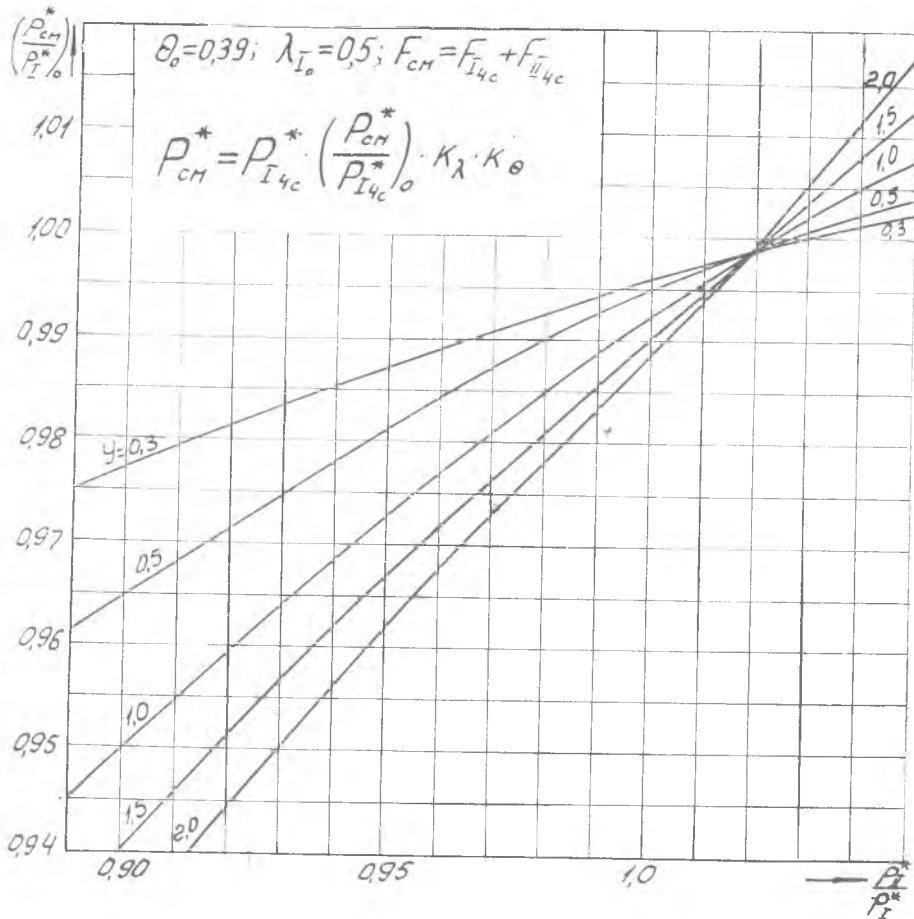


Рис. 5.3а. Зависимость полного давления смеси от соотношения полных давлений потоков смешиваемых в камере постоянного сечения при различных значениях

$$y = \frac{G_{II}}{G_I}, \left( \theta = \frac{T_{II}^*}{T_I^*} = 0,39 \text{ и } \lambda_{I_{4c}} = 0,5 \right)$$

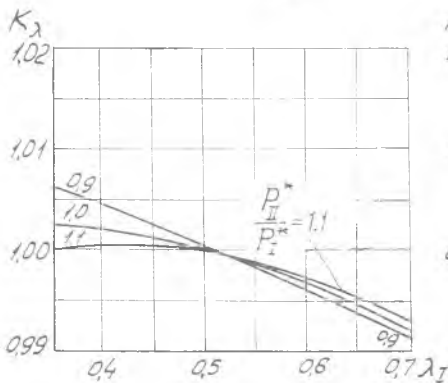


Рис. 5.3б. Поправка полного давления смеси на отклонение величины  $\lambda_I$  от  $\lambda_{I_0} = 0,5$

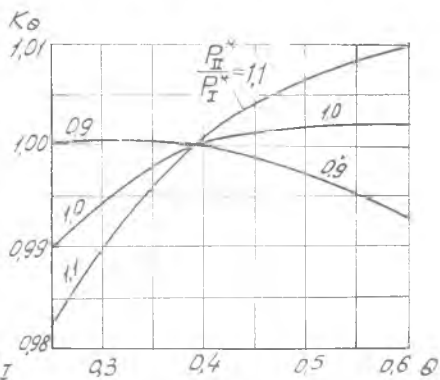


Рис. 5.3в. Поправка полного давления смеси на отклонение величины  $\theta$  от  $\theta_0 = 0,39$

диапазона, указанного на рис. 5.3, это означает, что величина  $\pi_{кП}$  выбрана неправильно и ее следует изменить. Из рис. 5.2 видно, что рабочий диапазон  $\pi_{кП}$  у ТРДД со смешением потоков сравнительно узок, так как ограничивается предельными значениями скорости  $\lambda_{П4с}$  ( $0 < \lambda_{П1} < 1,0$ ).

При расчете характеристик ТРДД значения  $\mu F_{П4с}$  и  $\mu F_{П4с}$  сохраняют постоянными. По вычисленным параметрам смеси  $P_{см}^*$  и  $T_{см}^*$  (для случая полного смешения) производят расчет скорости истечения из сопла  $c_{5см}$ . Для учета реального эффекта от смешения вычисляют по уравнению (5.1) максимально-возможный прирост выходного импульса ( $\overline{I_{max}} - I$ ) и уменьшают полученную по расчету полного смешения, скорость  $c_{5см}$  на  $1/5 \div 1/3$  долю от этого прироста [11]. После чего обычным путем вычисляется тяга ТРДД.

Для исходного расчета ТРДД со смешением выхлопных потоков может быть использована методика, изложенная в главе 4 с учетом дополнений главы 5.

Предварительную оценку параметров такого ТРДД можно производить, пользуясь типовыми зависимостями, приводимыми на рис. 5.4 и 5.5. Интерполируя между графиками, можно определить примерные данные, а также величину  $\pi_{кП, опт}$  для ТРДД со смешением выхлопных потоков при любых промежуточных значениях  $u$ ,  $T_3^*$  и  $M$ . Для расчета этих зависимостей принимались те же значения к. п. д. и коэффициентов потерь, что и для ТРДД с отдельным выхлопом (см. главу 4), дополнительно принималось:  $\lambda_{П4с} = 0,5$  и  $\sigma_1 = 0,99$ .

При расчете характеристик ТРДД со смешением потоков на взлетном режиме следует иметь в виду, что здесь более удобен несколько иной порядок подбора величин  $G_B$ ,  $u$ ,  $\pi_{кП}$  и  $\pi_{кП}$ .

Вначале для уточнения этих величин, выбранных в первом приближении, проводят термодинамический расчет ТРДД при  $T_3^* = \text{const}$  и определяют проходное сечение в смесителе  $\mu F_{П4с}$ . При этом задаются такой величиной  $\lambda_{П10}$ , чтобы по I контуру в смесителе выполнялось условие  $\mu F_{П10} = \mu F_{Пн}$ . В общем случае получаемая величина  $\mu F_{П10}$  не совпадает с заданной  $\mu F_{Пн}$ . Совпадения добиваются подбором величин  $\pi_{кП}$  или  $u$  при неизменных значениях  $G_B$  и  $T_3^*$ . Затем проверяют соответствие принятой величины расхода  $G_B$  выбранному значению температуры  $T_3^*$ . При правильном соответствии проходное сечение реактивного сопла  $\mu F_{30}^*$  должно совпадать с заданным  $\mu F_{3н}^*$ . Совпадения добиваются соответствующим изменением величины  $G_B$ .

Когда значение  $G_B$  для выбранной температуры  $T_3^*$  подобрано, вычисляют величину тяги  $R_0$ . Если заданное значение  $R_0$  при этом не обеспечивается, то расчет повторяют с новым значением температуры  $T_3^*$ .

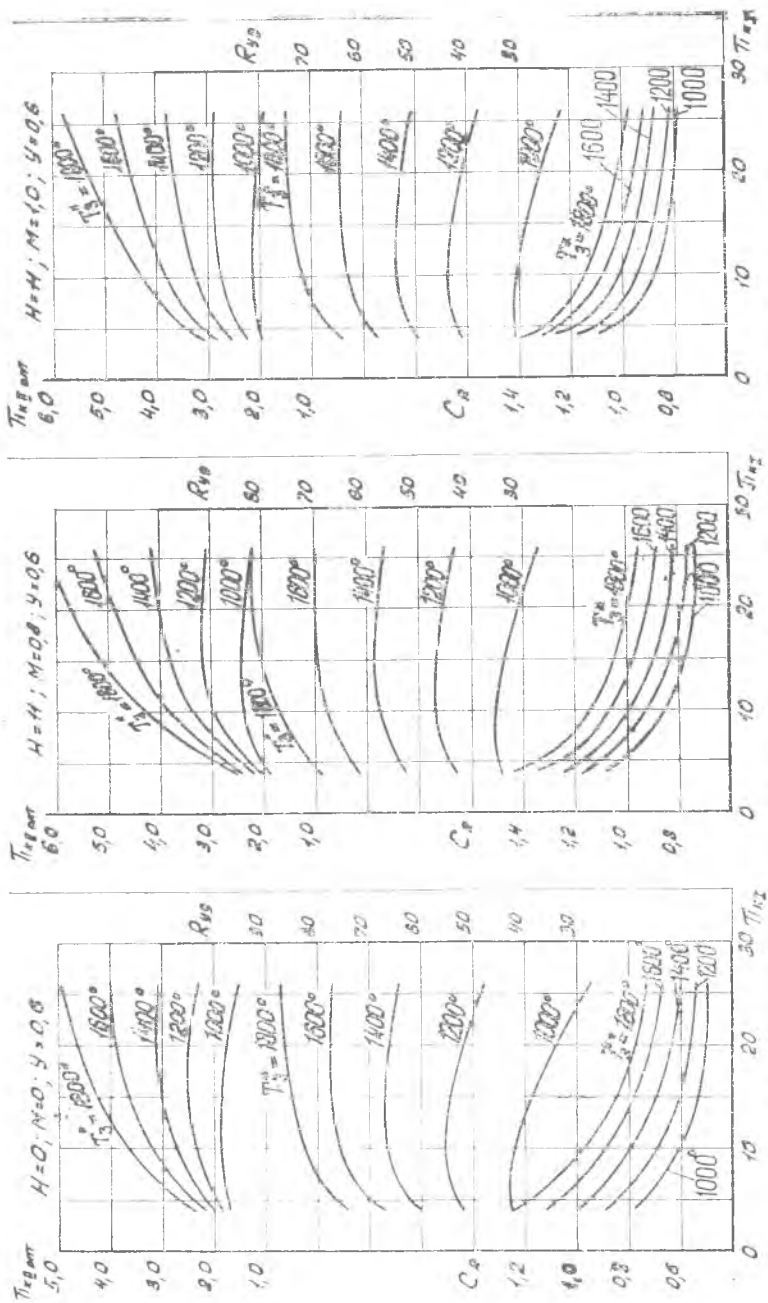


Рис. 5.4. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРД со смещением выхлопных потоков от  $\alpha_{кр}$  и  $T_3^*$  в различных условиях полета при  $y = 0,6$  и оптимальном распределении энергии между контурами ( $\alpha_{кр}$  опт)

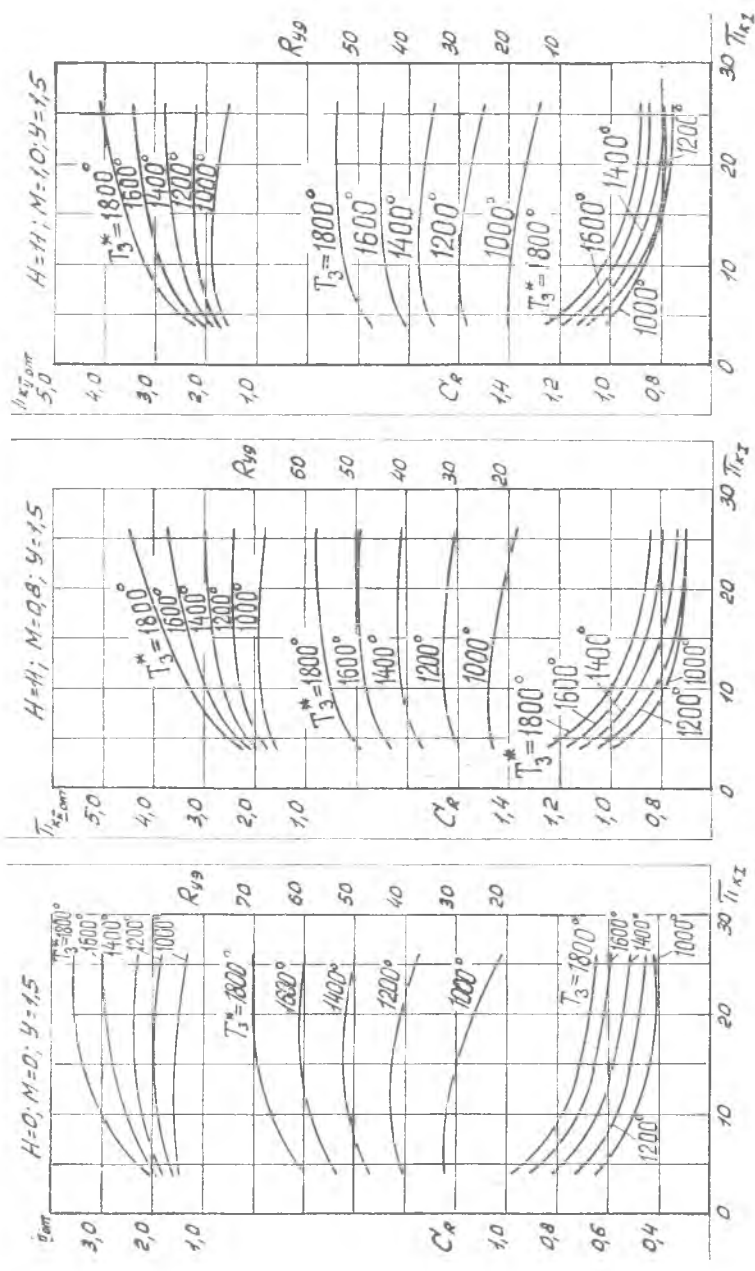


Рис. 5.5. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД со смещением выхлопных потоков со  $\lambda_{н1}$  и  $T_3^*$  в различных условиях полета при  $y = 1,5$  и оптимальном распределении энергии между контурами ( $\pi_{\alpha}$  опт.)

## Глава 6

### ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРД С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ

Принципиальная схема ТРДФ с обозначением основных расчетных сечений его газоздушного тракта изображена на рис. 6.1.

Применение форсажных камер у турбореактивных двигателей вызвано стремлением получить возможно-большую тягу двигателя без превышения максимальной температуры газа перед турбиной. В современных ТРДФ температура газа на выходе из форсажной камеры достигает  $1800 - 2000^\circ\text{K}$  ( $\alpha_{\text{ф}} \approx 1,15 \div 1,35$ ) в то время, как температура перед турбиной лишь в редких случаях превышает  $1400^\circ\text{K}$ . На рис. 6.2-6.4 приводятся некоторые расчетные зависимости основных удельных параметров ТРДФ от  $\pi_{\text{к}}$ ,  $T_3^*$  и  $T_4^*$  для различных условий полета. Для расчета этих зависимостей были приняты следующие значения к. п. д. и коэффициенты потерь, характерные для некоторых выполненных ТРДФ:

$$\begin{array}{lll} \eta_{\text{к}} = 0,85; & \sigma_{\text{к.с.}} = 0,94; & \kappa_{\text{охл}} = 0,98 (T_3^* = 1200^\circ\text{K}); \\ \eta_{\text{т}} = 0,91; & \xi_{\text{к.с.}} = 0,98; & \kappa_{\text{охл}} = 0,96 (T_3^* = 1400^\circ\text{K}); \\ \eta_{\text{м}} = 0,995; & \varphi_{\text{с}} = 0,975; & \end{array}$$

$\xi_{\text{ф.к.}} = 0,935$  (осредненная величина, типичная для  $\alpha_{\text{ф}} \cong 2,0$ )

$\sigma_{\text{ф.к.}} = 0,95 \cdot \sigma_{\text{т}}$ , где значения  $\sigma_{\text{т}}$  брались по рис. 6.5 (при  $\lambda_{\text{ф.к.}} = 0,25$ )

$$\begin{array}{ll} \sigma_{\text{вх}} = 0,99 & \text{при } M \leq 1,0, \\ \sigma_{\text{вх}} = 0,90 & \text{при } M = 2,0, \\ \sigma_{\text{вх}} = 0,80 & \text{при } M = 2,5. \end{array}$$

Следует обратить внимание, что у ТРДФ, предназначенных для сверхзвуковых скоростей полета, в условиях взлета к. п. д. компрессора обычно существенно снижается (фиг. 2.3). В этом случае при пользования типовой зависимостью для условий  $H=0$ ,



$M=0$  (фиг. 6.2) следует поправлять данные, снимаемые с графиков, используя метод малых отклонений [1].

Из графиков фиг. 6.2÷6.4 видно, что форсирование ТРД при больших сверхзвуковых скоростях полета приводит к существенным приростам величины  $R_{уд}$ , однако ухудшение удельного расхода топлива при этом также весьма значительно. Величина получаемого при  $T_{\Phi}^* = \text{const}$  прироста тяги у ТРДФ ( $\frac{R_{\Phi}}{R}$ ) зависит от величины применяемой степени повышения давления  $\pi_{\kappa}$  и от температуры  $T_{\frac{3}{3}}^*$ . В настоящее время на ТРДФ, предназначенных для сверхзвуковых скоростей полета, используют как сравнительно небольшие значения  $\pi_{\kappa_0} = 6 \div 8$ , так и достаточно высокие значения  $\pi_{\kappa_0} = 12 \div 15$ . Довольно широк и диапазон используемых температур  $T_{\frac{3}{3}}^*$  ( $1200 \div 1500^{\circ}\text{K}$ ). Ниже в таблице 6.1 в качестве примера приводятся характерные параметры нескольких современных серийных и опытных ТРДФ [16].

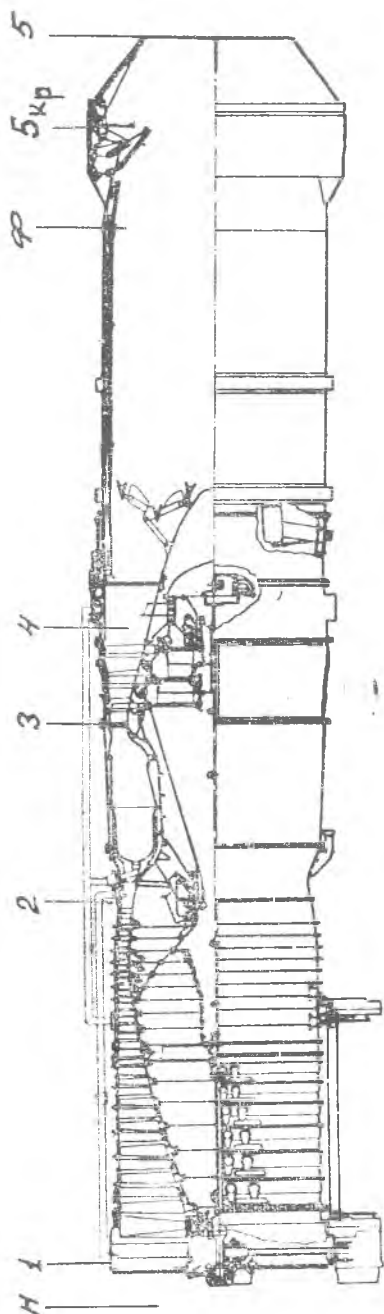


Рис. 6.1. Схема и условное обозначение сечений ТРДФ

Таблица 6.1

Наименование двигателя	$\frac{R_{\Phi_0}}{R_0}$ кг	$\frac{C R_{\Phi_0}}{C R_0}$ $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$	$G_{D_0}$ $\frac{\text{кг}}{\text{сек}}$	$\bar{z}_{\text{кн}}$	$\frac{T_{\Phi_{\text{max}}}^*}{T_{30}^*}$ К	$\frac{z_{\text{к}}}{z_{\text{г}}}$	$\frac{D_c}{D_{\text{вх}}}$ мм	$H_{\text{p}}$ км	$M_{\text{p}}$
Дженерал-Электрик J79/J1B серийный	$\frac{8120}{5385}$	$\frac{1,965}{0,81}$	77,1	13,5	$\frac{1955}{1261}$	$\frac{17}{3}$	$\frac{992}{805}$	14,6	2÷2,3
SNECMA ATAR 9K-6 серийный	$\frac{6700}{4700}$	$\frac{2,15}{1,04}$	72	6,1	$\frac{1923}{1203}$	$\frac{9}{2}$	$\frac{1020}{786}$	11	2,2
Дженерал-Электрик GE4/J5 опытный	$\frac{28700}{22200}$	$\frac{1,72}{1,05}$	281	12,1	$\frac{1838}{1533 \div 1450^1}$	$\frac{9}{2}$	$\frac{1885}{1490}$	19,8	2,7

<sup>1</sup> По оценке автора.

### § 6.1 Предварительная оценка и выбор основных параметров проектируемого ТРДФ

Рассмотрим пример проектного задания на расчет ТРДФ. Расчетные условия: высота полета —  $H=15$  км, скорость полета —  $M=2,0$ .

Тяга на максимальном форсажном режиме в расчетных условиях:  $R_{\Phi}=4250$  кг.

Удельный расход топлива при  $R_{\Phi}=4250$  кг —  $C_{R_{\Phi}} \leq 2,1 \frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$

Потребная тяга на максимальном форсажном режиме в условиях  $H=0$ ,  $M=0$  (без учета потерь в сверхзвуковом воздухозаборнике) —  $R_{\Phi_0} \geq 8000$  кг.

Допускаемое значение удельного расхода топлива на максимальном режиме без форсажа в условиях  $H=0$ ,  $M=0$  —  $C_{R_0} < \leq 0,85 \frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$

Максимальный диаметр двигателя (по соплу) —  $D_c \leq 990$  мм.

Применение: двигатель предназначается для многоцелевого истребителя-бомбардировщика.

Предварительную оценку параметров проектируемого двигателя произведем, пользуясь типовыми зависимостями удельных параметров для ТРДФ (рис. 6.2.-:6.4).

#### Выбор температур $T_{\Phi_{\text{max}}}^*$ и $T_3^*$

Значения температуры  $T_{\Phi_{\text{max}}}^*$  у современных ТРДФ ограничиваются величиной  $\alpha_{\Phi, \text{min}} \approx 1,15 \div 1,35$  и обычно не превышают 1800.-:2000°К. В предварительном расчете рекомендуется прини-

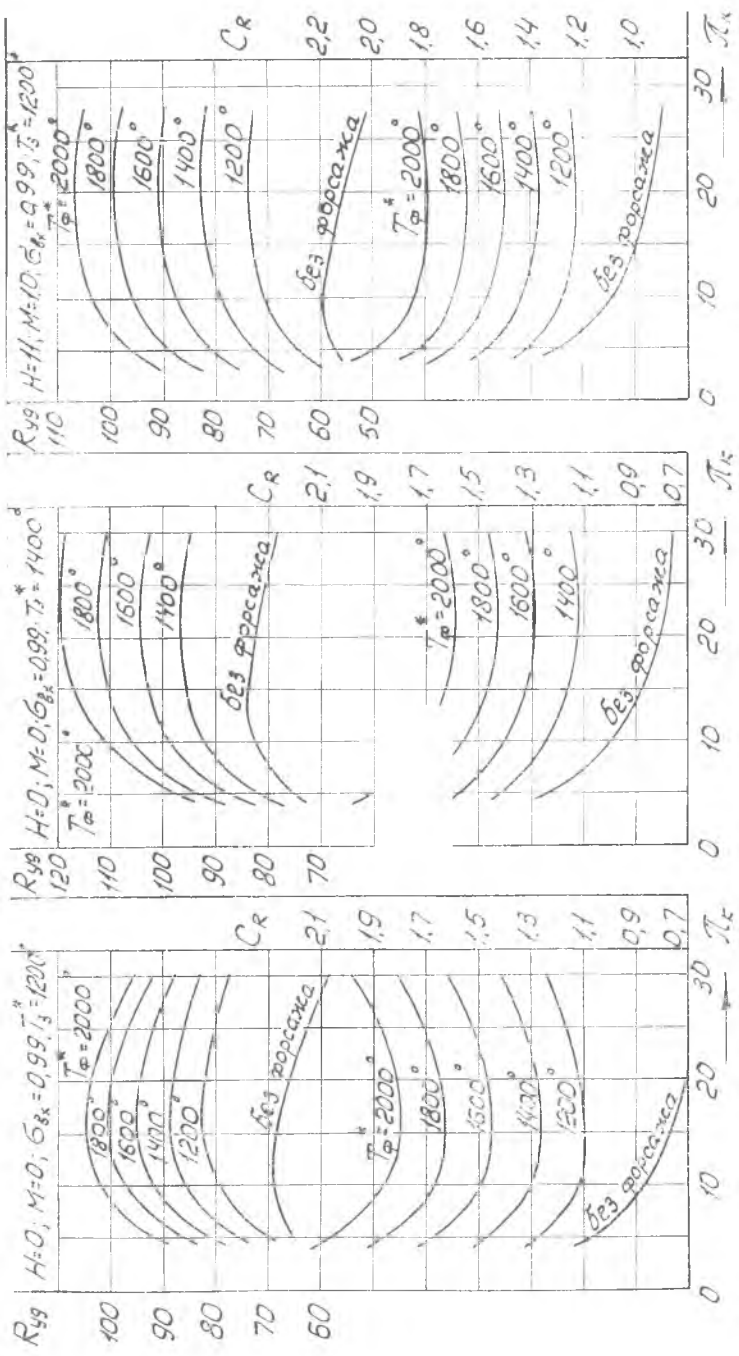


Рис. 6.2. Значимость удаленной яги и увеличенного расхода топлива ТР<sub>1Ф</sub> от  $T_{99}^*$ ,  $T_{99}^*$  и  $T_{99}^*$  для  $H=0, M=0$  и  $H=1, M=10$ .

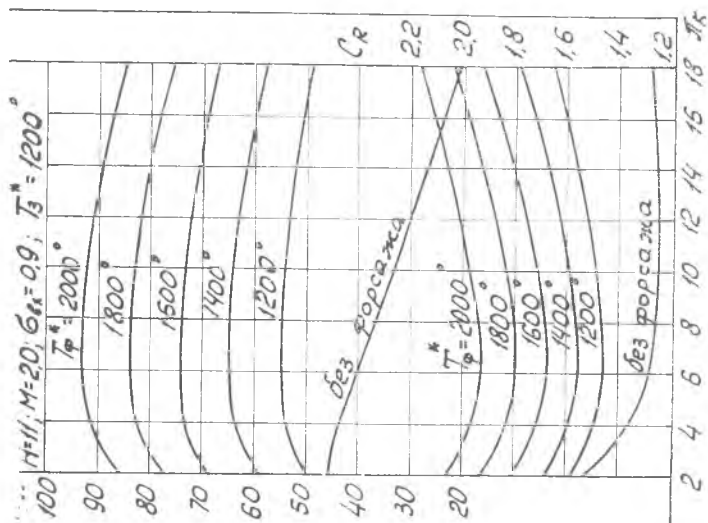
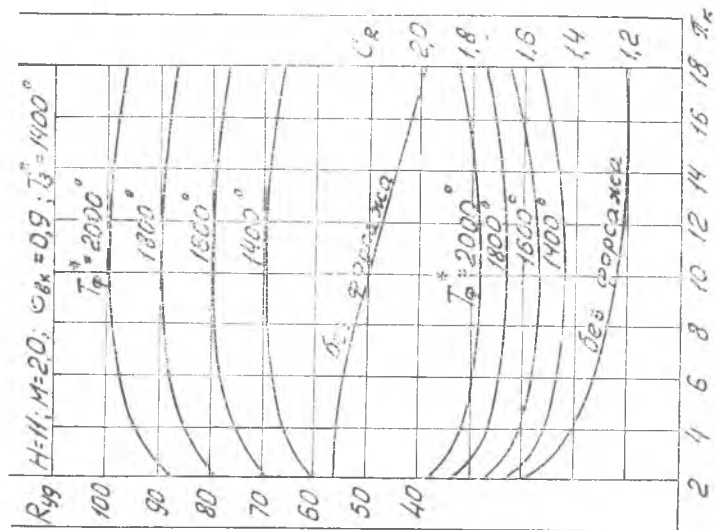


Рис. 6.3. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ от  $\alpha$ ,  $T_3^*$  и  $T_p^*$  для  $H=11$  км,  $M=20$ .

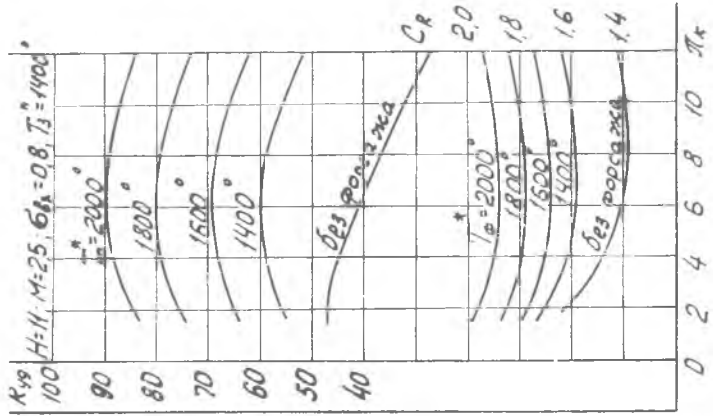
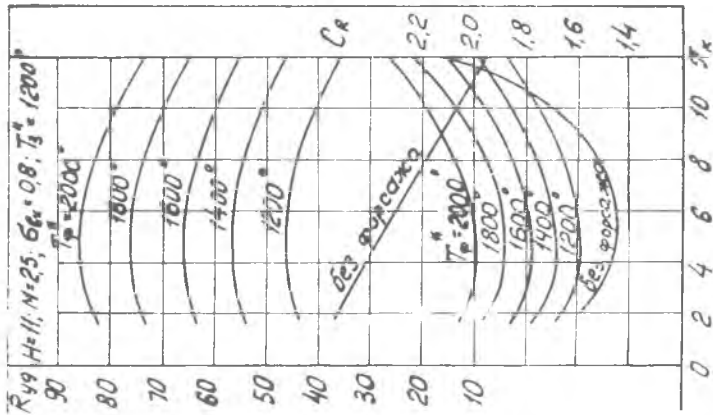


Рис. 6.4. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ от  $\pi_k$ ,  $T_3^*$  и  $T_0^*$  для  $H=11$  км,  $M=2.5$ .

мать  $T_{\Phi}^* \max = 2000^\circ\text{K}$  или  $1950^\circ\text{K}$ , уточняя это значение в процессе расчета в зависимости от требований задания ( $C_{R\Phi}$ ,  $R_{уд\Phi}$ ) и величины  $\alpha_{\Phi} \min$ .

Потребные значения температуры  $T_{II}^*$  у современных ТРДФ (и ТРДДФ) при сверхзвуковых скоростях полета обычно мало отличаются от значений  $T_3^*$  при взлете. В зависимости от длительности сверхзвукового полета и тактико-технических требований к самолету, температуру  $T_3^*$  в условиях полета принимают или равной ее значению при взлете в САУ, или отличающейся от нее на  $30 \div 80^\circ$ . Поэтому у сверхзвуковых ТРДФ, в отличие от дозвуковых ТРД, выбор температуры  $T_3^*$  в условиях полета фактически определяет ее максимальное значение для двигателя.

Диапазон потребных температур  $T_3^*$  для ТРДФ определяется требованиями к габариту двигателя (например  $D_c < 990$  мм) и величинами заданных тяг для условий полета и взлета (например  $R_{\Phi n} = 4250$  кг и  $R_{\Phi o} \geq 8000$  кг).

При этом следует иметь в виду, что во-первых, у ТРДФ габарит двигателя чаще определяется диаметром сопла (табл. 6.1), который обычно составляет  $D_c \cong 1,15 \div 1,3 D_{вх}$ . Во-вторых, при сверхзвуковых скоростях полета производительность компрессора снижается настолько значительно, что оценивать габарит следует по ее максимально-допускаемой величине для взлетного режима.

У ТРДФ рассматриваемого типа максимальные значения коэффициента производительности  $\bar{G}_{к_0}$  в условиях взлета обычно составляют  $0,65 \div 0,70$ .

Принимая  $\bar{G}_{к_0} = 0,7$ , вычислим ожидаемое значение расхода воздуха через компрессор в условиях сверхзвукового полета  $H = 15$  км,  $M = 2,0$ :

$$G_{в} = 0,311 \cdot \bar{G}_{к_0} \cdot \bar{G}_{н_0} \cdot \frac{P_1^* \cdot D_{1к}}{\sqrt{T_{II}^*}} \quad (6.1)$$

В нашем случае  $T_{II}^* = 390$  К и  $P_1^* = 0,869$  кг/см<sup>2</sup>, а величина  $\bar{G}_{н_0}$  берется по рис. 2.2 —  $\bar{G}_{н_0} \cong 0,80$

Принимаем  $D_{1к} \cong \frac{D_{нк}}{1,06}$  и  $D_{вх} \cong \frac{D_c}{1,22}$ . Отсюда

$$G_{в} = 0,311 \cdot 0,7 \cdot 0,8 \cdot \frac{0,869 \cdot 76,6^2}{\sqrt{390}} \cong 44,9 \text{ кг/сек}$$

Следовательно, чтобы уложиться в заданный габарит, проектируемый ТРДФ должен иметь удельную тягу в условиях полета:

$$R_{уд\Phi} \geq \frac{R_{\Phi}}{G_{в}} = \frac{4250}{44,9} \cong 94,7 \frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$$

Обращаясь к типовым зависимостям на рис. 6.3 устанавливаем, что в диапазоне оптимальных значений  $\pi_{к}$  ( $\pi_{к \text{ опт}} \cong 5 \div 9$ ) величину  $R_{уд\Phi} \cong$

ь при  $T_3^* = 2000^\circ\text{К}$  возможно, если  $T_3^* > 1200^\circ\text{К}$ .  
 иейно между графиками рис. 6.3 для  $T_3^* = 1200^\circ\text{К}$   
 и  $1400^\circ\text{К}$ , находим, что искомые величины  $R_{уд,ф} > 95$  могут быть  
 получены при значениях  $T_3^* \geq 1250^\circ\text{К}$ .

С другой стороны, при значениях температуры  $T_3^*$  существен-  
 но превышающих  $1250^\circ\text{К}$ , становится труднее выполнять усло-  
 вие  $C_{R_0} \leq 0,85 \frac{\text{кГ}}{\text{кГ} \cdot \text{ч}}$ . Например, при  $T_3^* = 1400^\circ\text{К}$  потребуется за-  
 проектировать для этого  $\pi_{к_0} = 19 \div 20$  вместо  $12 \div 13$  при  $T_3^* = 1250^\circ\text{К}$   
 (рис. 6.2).

### Выбор величины $\pi_{к_0}$

Из рис. 6.3 следует, что в связи с пологим характером зависи-  
 мости  $R_{уд,ф} = f(\pi_{к_0})$  искомое значение  $\pi_{к_0}$  в условиях сверхзвуко-  
 вого полета при  $T_3^* = 1250^\circ\text{К}$  можно выбирать в широком диапазо-  
 не ( $\pi_{к_0} = 5 \div 9$ ).

С другой стороны, выбранная величина  $\pi_{к_0}$  значительно влияет  
 на показатели ТРДФ при  $M < 1,0$  (рис. 6.2). Требования к харак-  
 теристикам при дозвуковых скоростях полета в рассматриваемом  
 задании следующие:

$$R_{Ф_0} \geq 8000 \text{ кГ} \text{ и } C_{R_0, б.ф} \leq 0,85 \frac{\text{кГ}}{\text{кГ} \cdot \text{час}}$$

Рассмотрим 2 варианта:  $\pi_{к_0} = 5$  и  $\pi_{к_0} = 9$ . Оценим, насколько  
 они смогут удовлетворить требование к удельному расходу  
 топлива при дозвуковых скоростях полета (когда обычно вклю-  
 чения форсажной камеры не требуется). Полагая  $T_3^* \approx \text{const}$ , оценим  
 приближенно, насколько возрастут значения  $\pi_{к_0}$  при переходе от ус-  
 ловий полета при  $H = 15 \text{ км}$ ,  $M = 2,0$  к условиям  $H = 0$ ,  $M = 0$   
 ( $T_{п_0} = 288^\circ\text{К}$ ). Основываясь на уравнении (2.3) получаем

$$\frac{\pi_{к_0}}{\pi_{к_0}} \cong \frac{\sqrt{\frac{T_{п_0}^*}{288}}}{\bar{G}_{в_0}}, \quad (6.2)$$

где величина  $\bar{G}_{в_0}$  берется по рис. 2.1

$$\frac{\pi_{к_0}}{\pi_{к_0}} = \frac{\sqrt{\frac{390}{288}}}{0,8} \cong 1,455$$

Согласно уравнению (6.2) варианты с  $\pi_{к_0} = 5$  и  $9$  будут иметь  
 соответственно  $\pi_{к_0} \cong 7,25$  и  $13,1$ . Из рис. 6.2 видно, что требо-  
 вание  $C_{R_0} \leq 0,85$  при  $T_3^* = 1250^\circ\text{К}$  выполняется только в случае  
 $\pi_{к_0} > 11$ . Кроме того, при  $\pi_{к_0} \cong 13$  получаются практически макси-  
 мальные значения  $R_{уд,ф}$  при взлете, в то время как при  $\pi_{к_0} = 7,25$   
 они почти на  $6 \div 7\%$  меньше.

Разобранный пример хорошо иллюстрируется таблицей 6.1, где параметры выполненных ТРДФ АТАР—9К и J79 примерно соответствуют рассмотренным вариантам. Обращает на себя внимание и тот факт, что в варианте с  $\pi_{к0} \cong 7,25$ , габарит сопла (и форсажной камеры) получается большим, так как только при  $\pi_{к0} \cong 12 \div 16$  давление за турбиной  $P_4^*$  достигает максимального значения.

Таким образом, пологий характер зависимости  $R_{уд.ф}$  по  $\pi_k$  при сверхзвуковых скоростях полета позволяет использовать на ТРДФ как сравнительно высокие значения  $\pi_{к0}$  ( $12 \div 15$ ), так и относительно низкие  $\pi_{к0}$  ( $6 \div 8$ ).

В случаях, когда тактико-технические требования к сверхзвуковому самолету не оговаривают определенной длительности дозвукового полета (для перегоночной дальности, барражирования и т. п.) допускают сравнительно высокие значения удельного расхода топлива при  $M < 1.0$  (например,  $C_{R0} > 1.00$ ). В этих случаях, преимущественного использования однокрепимого полета, применяют сравнительно небольшие величины  $\pi_k$  и двигатель получается меньшего веса, но с несколько большим габаритом, чем при высоких значениях  $\pi_k$ .

Когда многоцелевому сверхзвуковому самолету необходимы низкие значения удельного расхода топлива при дозвуковых скоростях полета (например,  $C_{R0} < 0,85$ ), то применяют более высокий уровень  $\pi_k$ .

В рассматриваемом примере требования задания выполняются только в варианте с значениями  $\pi_{к0}$  порядка 9,0 и более.

Основываясь на результатах предварительной оценки, выбираем с некоторым запасом следующие параметры рабочего процесса проектируемого ТРДФ в условиях сверхзвукового полета при  $M=2.0$ :

$$T_3^* = 1260 \text{ К и } \tau_{к0} = 9,15$$

После этого для облегчения дальнейшего проектирования рекомендуется подобрать из числа выполненных ТРДФ двигатель-прототип. В нашем случае из предварительной оценки следует, что в качестве двигателя-прототипа наиболее подходит ТРДФ J79/J1В фирмы Джeneral-Электрик (табл. 6.1).

### **Выбор к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газоздушного тракта проектируемого ТРДФ**

В общем случае в намеченных термодинамических расчетах достаточно точно учесть разбивку  $\pi_k$ , к. п. д. компрессора и турбины и др. по каскадам невозможно, так как расчет основных параметров турбокомпрессора, в том числе и наимыгоднейшего распределения работы сжатия между каскадами, только предстоит произвести. Поэтому рекомендуется начинать с оценки значений



суммарных адиабатических к. п. д. компрессора и турбины, исходя из намечаемых средних значений политропических к. п. д. ступеней (см. гл. I). В рассматриваемом примере производить разбивку  $\eta_k$  по каскадам вообще не предполагается потому, что выбранный двигатель-прототип выполнен в одновальной схеме.

Выбираем дозвуковые ступени компрессора с  $\eta_{пол} \cong 0,89 \div 0,90$  (у прототипа  $\pi_{ст_0} \cong \sqrt[17]{13,5} \cong 1,16$ ). На основе этой оценки, учитывая, что  $\pi_{к_1} = 9,15$ , величины

$$\frac{T_{II}^*}{288} = \frac{390}{288} \cong 1,35 \text{ и } G_{в_0} = G_{в} \cdot \frac{1,033}{P_{II}^* \cdot \sigma_0} \cdot \sqrt{\frac{T_{II}^*}{288}} = 44,9 \cdot \frac{1,033}{0,965 \cdot 0,9} \sqrt{\frac{390}{288}} \cong 62 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}$$

определяем с помощью материалов главы I вероятное значение суммарного адиабатического к. п. д. компрессора:

$$\eta_{к_н} = \eta_{к_{\max}} + \Delta\eta_{к_1} + \Delta\eta_{к_2} + \Delta\eta_{к_3}.$$

Величину  $\eta_{к_{\max}} \cong 0,86$  оцениваем с помощью рис. 1.3 по величинам  $\eta_{пол}$  и  $\pi_k$ . По рис. 2.2 и 2.3 определяем, что в данном случае должно быть:  $\eta_{к_н} > \eta_{к_3}$  ( $\bar{G}_{в_3} < 1,0$ ) и, следовательно, поправку на влияние расчетного режима двигателя и условий полета ( $\Delta\eta_{к_1}$ ) требуется вводить только в условиях  $H=0$   $V=0$ . Согласно материалам главы I поправки на влияние абсолютного размера компрессора ( $\Delta\eta_{к_1}$ ) и понижения числа  $Re_k$  на высотном режиме ( $\Delta\eta_{к_3}$ ) в рассматриваемом случае вносить не требуется. Таким образом  $\eta_{к_н} = \eta_{к_{\max}} \cong 0,86$ .

Учитывая, что в условиях полета температура  $T_3^*$  у такого ТРДФ обычно близка к  $T_3^*$ , принимаем отбор воздуха на охлаждение равным 3% ( $\kappa_{охл} = 0,97$ ).

Выбираем оптимально-нагруженные ступени турбины с  $\eta_{пол} \cong 0,90$ , так как с помощью материалов § 1.4 и таблицы 6.1 устанавливаем, что у прототипа

$$H_{ст_0} \cong \frac{H_{т_0}}{3} = \frac{0,25}{3} T_3^* \left[ 1 - \frac{1}{\pi_{т_0}^{0,25}} \right] = \frac{0,25}{3} \cdot 1261 \left[ 1 - \frac{1}{4,3^{0,25}} \right] \cong 32 \frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$$

На основе этой оценки, учитывая, что  $\pi_{т_н} \approx \pi_{т_0} = 4,3$  (рис. 1.6) и пропускная способность турбины примерно равна

$$A_3 \cong \frac{G_{в} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_{т_1} \cdot P_1^* \cdot \pi_{к_1} \cdot \sigma_{к.с.}} = \frac{44,9 \sqrt{1260}}{0,39 \cdot 0,869 \cdot 9,15 \cdot 0,95} \cong 520 \text{ см}^2,$$

(выбираем трубчато-кольцевую камеру сгорания с  $\sigma_{к.с.} = 0,95$ ) определяем вероятное значение суммарного адиабатического к. п. д. турбины:

$$\eta_{т} = \eta_{т_{\max}} + \Delta\eta_{т_1} + \Delta\eta_{т_2}.$$

Величину  $\eta_{T_{\max}} \approx 0,91$  оцениваем с помощью рис. 1.5 по величинам  $\eta_{\text{пол}}$  и  $\eta_T$ . Согласно материалам § 1.4 поправки на влияющие абсолютного размера турбины ( $\Delta\eta_T$ ) и понижения числа  $Re_T$  на высотном режиме ( $\Delta\eta_T$ ) в нашем случае отсутствуют.

Таким образом  $\eta_T = \eta_{T_{\max}} = 0,91$ .

Аналогично рассмотренным примерам, основываясь на рекомендациях главы I и принятом двигателе-прототипе, выбирают остальные коэффициенты потерь.

Таким образом, для условий полета были выбраны следующие значения к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газоздушного тракта проектируемого ТРДФ.

$$\begin{array}{llll} \gamma_{\text{лк}} = 0,86; & \sigma_{\text{вх}} = 0,90; & \xi_{\text{к.с}} = 0,98; & \varphi_{\text{с}} = 0,975; \\ \gamma_{\text{т}} = 0,91; & \gamma_{\text{м}} = 0,995; & \xi_{\text{ф.к}} = 0,88; & \lambda_{\text{ф.к}} = 0,22. \\ K_{\text{охл}} = 0,97; & \sigma_{\text{к.с}} = 0,95; & & (\text{для } \alpha_{\text{ф}} \approx 1,2); \end{array}$$

Что касается потерь давления в форсажной камере, то принимаем  $\sigma_{\text{ф.к.}} = 0,95 \cdot \sigma_T$ , где  $\sigma_T$  берется в зависимости от величины степени догрева  $\frac{T_{\text{ф}}^*}{T_4}$  и  $\lambda_{\text{ф.к.}}$  по рис. 6.5.

Выбранные значения к. п. д. и коэффициентов потерь оказались несколько иными, чем те, при которых рассчитаны зависимости рис. 6.2÷6.4. Очевидно, что при расчете с выбранными значениями к. п. д. получаемые величины  $R_{\text{уд}}$  и  $C_R$  также не совпадут с указанными зависимостями.

Если получаемые в расчете значения  $R_{\text{уд}}$  и  $C_R$  будут отличаться от значений на рис. 6.2÷6.4, существенно (3÷5% и более), то для самоконтроля рекомендуется повторить расчет при типовых значениях к. п. д. (стр. 96) или воспользоваться для оценки методом малых отклонений [1].

Если расчет оказался правильным, то для выполнения заданных требований выбирают иное сочетание к. п. д. или параметров рабочего процесса.

## § 6.2 Исходный термодинамический расчет проектируемого ТРДФ в условиях полета: $N=15$ км, $M=2,0$

В связи с тем, что потребный расход воздуха через двигатель еще неизвестен, исходный термодинамический расчет вначале производят для  $G_{\text{в}}=1$  кг/сек. Ниже дается методика и пример исходного термодинамического расчета ТРДФ.

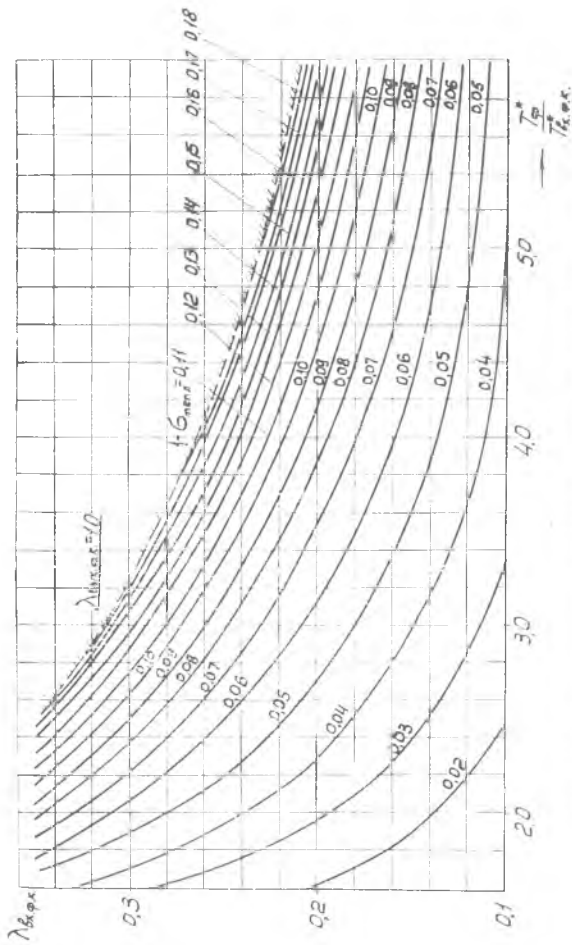


Рис. 6.5. Зависимость тепловых потерь полного давления в форсажной камере постоянного сечения от величины скорости  $\lambda_{в.к.} \phi_{к II}$  степени подогрева  $\frac{T_{гр}^*}{T_{в.к.}^*}$ .

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

а) Исходные данные к расчету

$T_H$	по таблицам С. А., (прилож. 1)	2.295,1	216,66°К	216,66°К
$P_H$			0,1235 кг/см <sup>2</sup>	0,1211 дан/см <sup>2</sup>
$a$			295,1 м/сек	295,1 м/сек
$V$	$M \cdot a$	2.295,1	590,2 м/сек	590,2 м/сек
$T_H^*$	$T_H + \frac{V^2}{2010}$	$216,66 + \frac{590,2^2}{2010}$	390°К	390°К
$\pi(T_H)$	по температуре $T_H$ (прилож. 1)		0,4461	0,4461
$i_H$			51,77 ккал/кг	216,8 кдж/кг
$\pi(T_H^*)$	по температуре $T_H^*$ (прилож. 1)		3,487	3,487
$i_H^*$			93,38 ккал/кг	391,0 кдж/кг
$P_H^*$	$P_H \cdot \frac{\pi(T_H^*)}{\pi(T_H)}$	$0,1235 \cdot \frac{3,487}{0,4461}$	0,965 кг/см <sup>2</sup>	0,9467 дан/см <sup>2</sup>
$P_1^*$	$P_H^* \cdot \sigma_{вх}$	0,965 · 0,90	0,8685 кг/см <sup>2</sup>	0,852 дан/см <sup>2</sup>
$G'_в$	принимается		1 кг/сек	1 кг/сек

б) Расчет процесса в компрессоре

$\pi_K$	$P_2^* / P_1^*$	принимается	9,15	9,15
$P_2^*$	$P_1^* \cdot \pi_K$	0,8685 · 9,15	7,946 кг/см <sup>2</sup>	7,795 дан/см <sup>2</sup>
$\pi(T_{г.д.}^*)$	$\pi(T_H^*) \cdot \pi_K$	3,487 · 9,15	31,91	31,91
$i_{г.д.}^*$	по величине $\pi(T_{г.д.}^*)$ (прилож. 3)		175,32 ккал/кг	734,1 кдж/кг
$H_K$	$\frac{i_{г.д.}^* - i_H^*}{\gamma_K}$	$\frac{175,32 - 93,38}{0,86}$	95,28 ккал/кг	393,9 кдж/кг

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$N'_K$	$\frac{427 \cdot H'_K \cdot G'_B}{75}$	$\frac{427 \cdot 95,28 \cdot 1,0}{75}$	542,5 л. с.	398,7 кВт
$i_2^*$	$i_{H'}^* + H_K$	93,38 + 95,28	188,66 ккал/кг	789,9 кДж/кг
$T_2^*$	по величине $i_2^*$ (прилож. 3)		770,6°K	770,6°K

в) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания при  $G_B = 1$  кг/сек в основной камере сгорания

$T_3^*$	принимается	—	1260°K	1260°K
$i_{3r}^*$	по температуре $T_3^*$ (прилож. 3)		329,10 ккал/кг	1378 кДж/кг
$\tau_r(T_3^*)$			331	331
$G'_{Tсек}$	$\frac{G'_B \cdot \kappa_{охл} \cdot (i_{3r}^* - i_{2B}^*)}{H_u \cdot \xi_{к.с.} - (i_{3r}^* - i_{2B}^*)} \cdot K_\alpha =$ $= \frac{1 \cdot 0,97 (329,10 - 188,66)}{10250 \cdot 0,98 - (329,10 - 188,66)} \cdot 0,993$		Поправка $K_\alpha$ по прилож. 2	
			0,01366 кг/сек	0,01366 кг/сек
$G'_{Tчас}$	$3600 \cdot G'_{Tсек}$	$3600 \cdot 0,01366$	49,18 кг/час	49,18 кг/час
$G'_{Г3}$	$G'_B \cdot \kappa_{охл} + G'_{Tсек}$	$1 \cdot 0,97 + 0,01366$	0,9837 кг/сек	0,9837 кг/сек
$G'_{Г4} = G'_{Г5}$	$G'_B + G'_{Tсек}$	$1 + 0,01366$	1,0137 кг/сек	1,0137 кг/сек

г) Расчет процесса в турбине

$N'_T$	$\frac{N'_K}{\eta_M}$	$\frac{542,5}{0,995}$	545,2 л. с.	400,7 кВт
$H_T$	$\frac{75 \cdot N'_T}{427 \cdot G'_{Г3}}$	$\frac{75 \cdot 545,2}{427 \cdot 0,9837}$	97,33 ккал/кг	407,5 кДж/кг
$i_4^*$	$i_3^* - H_T$	329,10 - 97,33	231,77 ккал/кг	970,4 кДж/кг
$T_4^*$	по величине $i_4^*$ (прилож. 3)		917,5°K	917,5°K
$\tau(T_4^*)$			89,12	89,12
$i_{4ад}^*$	$i_3^* - \frac{H_T}{\eta_T}$	$329,10 - \frac{89,09}{0,89}$	222,14 ккал/кг	930,1 кДж/кг

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$\pi(T_{4ад}^*)$	по величине $i_{4ад}^*$ (прилож. 3)		76,25	76,25
$\bar{\pi}_T$	$\frac{\pi(T_3^*)}{\pi(T_{4ад}^*)}$	$\frac{331}{76,25}$	4,341	4,341
$P_3^*$	$P_2^* \cdot \bar{\pi}_k, c.$	7.946·0.95	7,549 кг/см <sup>2</sup>	7,405 дан/см <sup>2</sup>
$P_4^*$	$P_3^* \cdot \frac{\pi(T_{4ад}^*)}{\pi(T_3^*)}$	7.549 · $\frac{76,25}{331}$	1,739 кг/см <sup>2</sup>	1,706 дан/см <sup>2</sup>

д) Расчет процесса в реактивном сопле (без форсажа)

$P_{ф.к}^*$	$P_4^* \cdot \bar{\pi}_k$	1,739·0,95	1,652 кг/см <sup>2</sup>	1,621 дан/см <sup>2</sup>
$\bar{\pi}_c$	$\frac{P_{ф.к}^*}{P_H}$	$\frac{1,652}{0,1235}$	13,38	13,38
$\pi(T_{5ад}^*)$	$\frac{\pi(T_4^*)}{\bar{\pi}_c}$	$\frac{89,12}{13,38}$	6,66	6,66
$i_{5ад}$	по величине $\pi(T_{5ад}^*)$ (прилож. 3)		112,69 ккал/кг	471,8 кдж/кг
$H_c$	$(i_4^* - i_{5ад}^*) \cdot \bar{\pi}_c = (231,77 - 112,69) \cdot 0,975^2$		113,20 ккал/кг	474,0 кдж/кг
$c_5$	$\sqrt{\frac{2g \cdot H_c}{A}}$	91,53 · $\sqrt{113,20}$	973,8 м/сек	973,8 м/сек
$i_5$	$i_4^* - H_c$	231,77 - 113,20	118,57 ккал/кг	496,5 кдж/кг
$T_5$	по величине $i_5$ (прилож. 3)		487,5 К	487,5 К

е) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания в форсажной камере при  $G_B = 1$  кг/сек

Расчет производим для максимальной степени форсирования. Задаемся температурой  $T_{фmax}^* = 2000$  К

$T_{ф}^*$	—	—	2000 К	2000 К
$i_{ф}^*$	по температуре $T_{ф}^*$ (прилож. 3)		552,20 ккал/кг	2312 кдж/кг
$\pi(T_{ф}^*)$			2509	2509

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКТСС	СИ

Условная величина суммарного расхода топлива в двух камерах сгорания ТРДФ при  $\xi_{ф.к} = \xi_{к.с.} = 0,98$ .

$G''_{T\Sigma_{сек}}$	$\frac{G'_n \cdot (i_{ф}^* - i_n^*)}{H_n \cdot \xi_{к.с.} - (i_{ф}^* - i_n^*)} \cdot K_z =$ $= \frac{1 \cdot (552,2 - 93,38)}{10250 \cdot 0,98 - (552,2 - 93,38)} \cdot 1,062$	поправка $K_z$ по прилож. 2	
		0,05093 кг/сек	0,05093 кг/сек

Расход топлива в форсажной камере при  $\xi_{ф.к} = 0,88$

$G'_{T_{фсек}}$	$(G''_{T\Sigma_{сек}} - G'_{T_{сек}}) \cdot \xi_{к.с.} / \xi_{ф.к} =$ $= (0,05093 - 0,01366) \cdot \frac{0,98}{0,88}$	0,04152 кг/сек	0,04152 кг/сек
-----------------	---	----------------	----------------

Истинная величина суммарного расхода топлива в обеих камерах сгорания

$G'_{T\Sigma_{сек}}$	$G'_{T_{сек}} + G'_{T_{фсек}}$	0,01366 + 0,04152	0,05517 кг/сек	0,05517 кг/сек
$G'_{T\Sigma_{час}}$	$3600 \cdot G'_{T\Sigma_{сек}}$	3600 · 0,05517	193,6 кг/час	198,6 кг/час

Проверяем, соответствует ли выбранная температура  $T_{ф_{max}}^*$  максимальному форсажному режиму:  $\alpha_{ф_{max}} \approx 1,15 \div 1,35$

$\alpha$	$\frac{G_B}{G_{T\Sigma_{сек}} \cdot L_0}$	$\frac{1}{0,05517 \cdot 14,8}$	1,225	1,225
$G'_{T_{ф}}$	$G'_B + G'_{T\Sigma_{сек}}$	1 + 0,05517	1,055 кг/сек	1,055 кг/сек

ж) Расчет процесса в реактивном сопле при форсаже

$P_{ф}^*$	$P_4^* \cdot \sigma_x \cdot \sigma_T$	1,739 · 0,95 · 0,958	1,5826 кг/см <sup>2</sup>	1,5525 дан/см <sup>2</sup>
$\sigma_T$	по величине $T_{ф}^*/T_4^*$ и $\lambda_{ф.к}$ , рис. 6.5		0,958	0,958
$\frac{T_{ф}^*}{T_4^*}$	—	$\frac{2000}{917,5}$	2,18	2,18
$\lambda_{ф.к}$	задаемcя	—	0,22	0,22

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$\bar{r}_c$	$\frac{P_{\Phi}^*}{P_H}$	$\frac{1,5826}{0,1235}$	12,82	12,82
$\pi(T_{\text{ад}})$	$\frac{\pi(T_{\Phi}^*)}{\bar{r}_c}$	$\frac{2509}{12,82}$	195,71	195,71
$i_{\text{ад}}$	по величине $\pi(T_{\text{ад}})$ (прилож. 3)		286,41 ккал/кг	1199 кдж/кг
$H_c$	$(i_{\Phi}^* - i_{\text{ад}}) \cdot \bar{r}_c^2 = (552,2 - 286,41) \cdot 0,975^2$		252,67 ккал/кг	1058 кдж/кг
$c_{\text{вф}}$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \cdot H_c}$	$91,53 \cdot \sqrt{252,67}$	1454,9 м/сек	1454,9 м/сек
$i_{\text{вф}}$	$i_{\Phi}^* - H_c$	$552,2 - 252,67$	299,53 ккал/кг	1254 кдж/кг
$T_{\text{вф}}$	по величине $i_{\text{вф}}$ (прилож. 3)		1157,8 К	1157,8 К

з) Расчет удельных параметров проектируемого ТРДФ.  
Без форсажа

$R_{\text{уд}}$	$\frac{G'_{\Gamma} \cdot c_{\text{в}} - G'_B \cdot V}{g} = \frac{1,014 \cdot 973,8 - 1,590,2}{9,81}$		40,47 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{сек}}$	39,7 $\frac{\text{дан}}{\text{кг} \cdot \text{сек}}$
$C_R$	$\frac{G'_{\Gamma \text{час}}}{R_{\text{уд}}}$	$\frac{49,18}{40,47}$	1,215 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$	1,24 $\frac{\text{кг}}{\text{дан} \cdot \text{час}}$

При форсаже ( $T_{\Phi}^* = 2000 \text{ К}$ )

$R_{\text{уд. ф}}$	$\frac{G'_{\Gamma \text{ф}} \cdot c_{\text{вф}} - G'_B \cdot V}{g} = \frac{1,055 \cdot 1454,9 - 1,590,2}{9,81}$		96,37 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{сек}}$	91,54 $\frac{\text{дан}}{\text{кг} \cdot \text{сек}}$
$C_{R \text{ф}}$	$\frac{G'_{\Gamma \text{час}}}{R_{\text{уд. ф}}}$	$\frac{198,6}{96,37}$	2,06 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$	2,10 $\frac{\text{кг}}{\text{дан} \cdot \text{час}}$

Самоконтроль: сверяем полученные величины  $C_R$  и  $R_{\text{уд}}$  с ожидаемыми значениями согласно рис. 6.3, учитывая отличия в к. п. д. Параметры ТРДФ при других степенях форсирования рассчитываются аналогичным образом.



Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

и) Основные данные проектируемого двигателя в расчетных условиях полета

$R_{\phi}$	задано	—	4250 кг	4169 дан
$G_{\text{в}}$	$\frac{R_{\phi_{\text{злп}}}}{R_{\text{улф}}}$	$\frac{4250}{96,37}$	44,1 кг/сек	44,1 кг/сек
$G_{\text{г}_4}$	$G'_{\text{г}_4} \cdot G_{\text{в}}$	1,0137 · 44,1	44,71 кг/сек	44,71 кг/сек
$G_{\text{г}_\phi}$	$G'_{\text{г}_\phi} \cdot G_{\text{в}}$	1,0552 · 44,1	46,54 кг/сек	46,54 кг/сек

Потребное проходное сечение сопла, определяющее его пропускную способность на бесфорсажном режиме

$$\left( \pi_c > \pi_{\text{скр}} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right)$$

$\mu F_{\text{скрmin}}$	$\frac{G_{\text{г}_4} \cdot \sqrt{T_4^*}}{m_{\text{г}} \cdot \sigma_{\text{с}} \cdot P_4^* \cdot \sigma_{\text{х}}} = \frac{44,71 \cdot \sqrt{917,5}}{0,39 \cdot 0,98 \cdot 1,739 \cdot 0,95}$	0,2143 м <sup>2</sup>	0,2143 м <sup>2</sup>
-------------------------	--	-----------------------	-----------------------

Потребное сечение сопла, определяющее его пропускную способность при максимальном форсаже  $\left( \pi_c > \pi_{\text{скр}} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right)$

$\mu F_{\text{скрф}}$	$\frac{G_{\text{г}_\phi} \cdot \sqrt{T_{\phi}^*}}{m_{\text{ф}} \cdot \sigma_{\text{с}} \cdot P_{\phi}^*}$	$\frac{46,54 \sqrt{2000}}{0,38 \cdot 0,98 \cdot 1,5826}$	0,3532 м <sup>2</sup>	0,3532 м <sup>2</sup>
-----------------------	---	--	-----------------------	-----------------------

Площадь выходного сечения сверхзвукового сопла при максимальном форсаже (в первом приближении используем расчетные параметры пункта 6.2ж)

$\mu F_{\text{5max}}$	$\frac{G_{\text{г}_\phi} \cdot R_{\text{г}} \cdot T_{\text{5ф}}}{P_5 \cdot c_{\text{5ф}}}$	$\frac{46,54 \cdot 29,36 \cdot 1158}{0,1235 \cdot 1454,9}$	0,8809 м <sup>2</sup>	0,8809 м <sup>2</sup>
-----------------------	--	--	-----------------------	-----------------------

Получаемое значение  $\mu F_{\text{5max}}$  сверяется с габаритным ограничением ( $D_{\text{с}} \leq 990$  мм). Если получено  $\mu F_{\text{5max}} > \frac{\pi D_{\text{с}}^2}{4}$ , то вместо  $P_5 = P_{\text{п}}$  принимают такое значение  $P_5$ , при котором  $\mu F_{\text{5max}} \approx \frac{\pi D_{\text{с}}^2}{4}$ . Подбор ведется с помощью рис. 1.10, а тяга вычисляется по уравнению (1.11).

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

В предварительных расчетах допустимо не изменять давление  $P_5$ , если  $\mu F_{5\text{max}} \leq 1,15 \div 1,25 \cdot \frac{\pi D_c^2}{4}$ .

Проводим такое сопоставление в рассматриваемом примере.

$\frac{\mu F_{5\text{max}}}{F_c}$	$\frac{4 \cdot \mu F_{5\text{max}}}{\pi D_c^2}$	$\frac{4 \cdot 0,8809}{3,14 \cdot 0,99^2}$	1,144	1,144
-----------------------------------	---	--	-------	-------

Площадь миделевого сечения форсажной камеры

$F_{\text{ф.к}}$	$\frac{G_{T_4} \cdot \sqrt{T_4^*}}{m_T \cdot P_4^* \cdot q(\lambda_{\text{ф.к}})}$	$\frac{44,71 \sqrt{917,5}}{0,39 \cdot 1,739 \cdot 0,3423}$	0,5833 м <sup>2</sup>	0,5833 м <sup>2</sup>
------------------	--	--	-----------------------	-----------------------

Получаемое значение площади  $F_{\text{ф.к}}$  также сверяется с заданным габаритом сопла. Обычно требуется, чтобы запас на конструкцию сопла соответствовал  $\frac{D_c}{D_{\text{ф.к}}} \geq 1,04 \div 1,06$ . Если это условие не выполняется, то следует задаться другим значением  $\lambda_{\text{ф.к}}$ . В нашем случае

$$\frac{D_c}{D_{\text{ф.к}}} = \frac{0,99}{\sqrt{\frac{4 \cdot 0,5833}{3,14}}} \cong 1,14.$$

Реактивная тяга на бесфорсажном режиме

$R_{\text{б.ф}}$	$R_{\text{уд}} \cdot G_{\text{в}}$	40,47 \cdot 44,1	1785 кг	1751 даи
$G_{T_3}$	$G'_{T_3} \cdot G_{\text{в}}$	0,9837 \cdot 44,1	43,37 кг/сек	43,37 кг/сек

Пропускная способность турбины

$A_3$	$\frac{G_{T_3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_T \cdot P_3^*}$	$\frac{43,37 \sqrt{1260}}{0,39 \cdot 7,549}$	522,3 см <sup>2</sup>	522,3 см <sup>2</sup>
-------	--	--	-----------------------	-----------------------

Приведенный расход воздуха, характеризующий производительность компрессора в кг/сек.

$G_{\text{в}}$	$G_{\text{в}} \cdot \frac{1,033}{P_{\text{в}}^* \cdot \sigma_0} \sqrt{\frac{T_{\text{в}}^*}{288}} = 41,1 \cdot \frac{1,033}{0,965 \cdot 0,90} \cdot \sqrt{\frac{390}{288}}$	61,05 кг/сек	61,05 кг/сек
----------------	---	--------------	--------------

Результаты расчета сопоставляются с требованиями проектно-го задания. Полученные в исходном расчете значения  $C_{R, \text{ф}}$ ,  $R_{\text{ф}}$  и  $G_{\text{в}}$  ( $D_c$ ) удовлетворяют поставленным требованиям.

**§ 6.3. Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТРДФ ( $H=0, M=0, P_{II}=1,033 \text{ кг/см}^2, T_{II}=288^\circ\text{K}$ )**

В отличие от исходного расчета здесь величины  $\pi_{\kappa_0}, T_{30}^*, \eta_{\kappa_0}$  не могут быть выбраны, основываясь только на заданных удельных параметрах двигателя, так как их значения связаны с выбранными значениями  $\pi_{\kappa_{II}}, T_{3II}^*, \eta_{\kappa_{II}}$ , условиями совместной работы элементов ТРДФ и заданным соотношением тяг  $\frac{R_{II}}{R_0}$ . Пользуясь методикой, изложенной в главе 2, определим, как изменятся величины  $G_v, \eta_{\kappa}$  и  $\pi_{\kappa}$  при переходе от расчетного режима в условиях полета к взлетному.

1. Вычисляя величину  $\frac{T_{II}^*}{288} = \frac{390}{288} = 1,353$ , находим по рис. 2.1, что в нашем случае вероятны следующие значения поправки на  $\overline{G_{v_0}}$  для взлетного режима —  $\overline{G_{v_0}} \approx 0,79$ – $0,83$ . Это означает, что на взлетном режиме производительность компрессора следует ожидать большей, чем в условиях полета почти на 20%. Выбираем  $\overline{G_{v_0}} = 0,8$ . Окончательная величина  $G_{v_0}$  определится термодинамическим расчетом при подборе требуемых величин пропускной способности турбины

$$\left( A_3 = \frac{G_{r_1} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_r \cdot P_3^*} = \text{const} \right)$$

и проходного сечения реактивного сопла, определяющего его пропускную способность ( $\mu F_{5_{кр}}$ ).

Так как в регулировании ТРДФ имеется две степени свободы (кроме регулирования оборотов ротора) при изменении степени форсажа регулируется проходное сечение сопла ( $\mu F_{5_{кр}}$ ) указанный подбор для сокращения трудоемкости расчета целесообразнее производить для бесфорсажного режима

$$\left( \text{по величине } \mu F_{5_{кр\min}} = \frac{G_{r_1} \cdot \sqrt{T_4^*}}{m_r \cdot \sigma_c \cdot P_4^* \cdot \sigma_x} = \text{const} \right).$$

В нашем примере  $A_3 = 522,3 \text{ см}^2$  и  $\mu F_{5_{кр\min}} = 0,2143 \text{ м}^2$ .

2. По рис. 2.3 находим, что относительно условий полета, на взлетном режиме значение к. п. д. компрессора должно значительно уменьшиться.

Выбираем при  $\overline{G_{v_0}} = 0,80$  поправку на к. п. д. —  $\Delta \eta_{\kappa_2} = +6\%$ , тогда

$$\eta_{\kappa_0} = \eta_{\kappa_{II}} - \Delta \eta_{\kappa_2} = 0,86 - 0,06 = 0,80.$$

3. На взлетном режиме ТРДФ в СЛУ температура  $T_3^*$  обычно

или равна, или на  $30 \div 80^\circ$  выше (а иногда и ниже), чем в условиях сверхзвукового полета. В первом приближении принимаем

$$T_{3_0}^* \cong T_{3_{II}}^* = 1260 \text{ К}$$

Окончательная величина температуры  $T_3^*$  определится термодинамическим расчетом при подборе заданного значения взлетной тяги ( $R_{\Phi_0} = 8000 \text{ кГ}$ ) и удельного расхода топлива ( $C_{D_0} \leq 0,85 \frac{\text{кГ}}{\text{кГ} \cdot \text{час}}$ ).

Ниже приводится пример предварительной оценки исходных данных к термодинамическому расчету взлетного режима проектируемого ТРДФ.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$G_{D_0}$	$\frac{G_{D_{0II}}}{G_{D_{0I}}}$	$\frac{61,05}{0,80}$	76,31 кГ/сек	76,31 кг/сек
$G_D$	$G_{D_0} \cdot \frac{P_{II}^* \cdot \sigma_0}{1,033} \sqrt{\frac{288}{T_{II}^*}}$	76,31 · 1.1	76,31 кГ/сек	76,31 кг/сек
$G_{G_3}$	$G_D \cdot \left( \frac{G_{G_3}}{G_D} \right)_{II}$	76,31 $\frac{43,37}{44,1}$	75,05 кГ/сек	75,05 кг/сек
$P_3^*$	$\frac{G_{G_3} \cdot 1}{A_3 \cdot m_{\Gamma}} \cdot T_3^*$	$\frac{75,05 \sqrt{1260}}{522,3 \cdot 0,39}$	13,08 кГ/см <sup>2</sup>	12,831 дан/см <sup>2</sup>

Величины  $(G_{G_3}/G_D)_{II}$  и  $A_3$  берутся из исходного расчета для  $H = 15 \text{ км}$   $M = 2,0$ . Учитывая условие, оговоренное в задании, принимаем  $\sigma_{D_{0_0}} = 1,0$ .

$P_1^*$	$P_{II}^* \cdot \sigma_{D_{0_0}}$	1,0332 · 1,0	1,033 кГ/см <sup>2</sup>	1,013 дан/см <sup>2</sup>
$\bar{\pi}_{K_0}$	$\frac{P_3^*}{P_1^* \cdot \sigma_{K_0 c}}$	$\frac{13,08}{1,033 \cdot 0,95}$	13,33	13,33
$\frac{\bar{\pi}_{K_{II}}}{\bar{\pi}_{K_0}}$	—	$\frac{9,15}{13,33}$	0,686	0,686

Самоконтроль: должно с точностью до  $1 \div 2\%$  совпадать с результатом по приближенной формуле:

$$\frac{\bar{\pi}_{K_{II}}}{\bar{\pi}_{K_0}} = \bar{G}_{D_0} \cdot \sqrt{\frac{288}{T_{II}^*} \cdot \frac{T_{3_{II}}^*}{T_{3_0}^*}} = 0,80 \cdot \sqrt{\frac{288}{390} \cdot \frac{1260}{1260}} \cong 0,687.$$

## § 6.4. Термодинамический расчет ТРДФ на взлетном режиме

Окончательный термодинамический расчет обычно может быть получен после нескольких приближений. Вначале для уточнения выбранных в первом приближении (в § 6.3) величины  $G_{в0}$ ,  $\tau_{к0}$ ,  $T_3^*$  проводят по излагаемой ниже методике термодинамический расчет ТРДФ и определяют проходное сечение сопла  $\mu F_{50}$ , определяющее его пропускную способность на бесфорсажном режиме. При правильном соответствии выбранных для взлетного режима значений  $G_{в}$  и  $T_3^*$  величины  $\mu F_{5в}$  и  $\mu F_{5н}$  должны совпадать. Совпадения добиваются соответствующим изменением величины расхода воздуха  $G_{в}$  (а следовательно и коэффициента  $G_{в0}$ ) при  $T_3^* = \text{const}$ . В рассматриваемом примере при проведении указанных выше расчетов принимались следующие исходные данные:

$$\begin{aligned} A_3 &= 522,3 \text{ см}^2, \\ \mu F_{5кр} &= 0,2143 \text{ м}^2, \\ G_{в} &= 76,31 \frac{\text{кг}}{\text{сек}} (\bar{G}_{вн} = 0,8), \\ T_3^* &= 1260 \text{ К}, \tau_{вн} = 1,0, \\ \tau_{к} &= 0,80 \quad \varphi_c = 0,965 \text{ (§ 1.5)}. \end{aligned}$$

Остальные коэффициенты потерь и к. п. д. сохранялись такими же, что и в исходном расчете. Когда значение  $G_{в}$  для выбранной температуры  $T_3^*$  найдено, рассчитывают, не изменяя параметров турбокомпрессора, тягу ТРДФ при форсаже. Если при выбранной температуре  $T_3^*$  заданное значение максимальной форсажной тяги не обеспечивается, то вначале с помощью графиков рис. 6.2 оценивают, не имеется ли возможности выполнить требования задания, подбирая соответствующую температуру форсажа. При этом должны выполняться следующие условия

$$(\mu F_{5кр\max 0}) < (\mu F_{5кр\max н}) \text{ и } \alpha_{Ф\max} > 1,15.$$

Если такой возможности не имеется, то расчеты § 6.3 и 6.4 повторяют с новым значением температуры  $T_3^*$ , предварительная оценка которой проводится также по зависимостям рис. 6.2.

Указанным образом на основе последовательных приближений для значения тяги  $R_{Ф0} = 8000 \text{ кг}$  были уточнены следующие исходные данные для окончательного расчета:

$$\begin{aligned} T_3^* &= 1260 \text{ К}, \\ \tau_{к} &= 13,5 \text{ (подбором, по методике § 6.3)}, \\ G_{в} &= 77,1 \text{ кг/сек } (\bar{G}_{вн} = 0,792) \text{ - подбором, по методике § 6.4,} \\ T_{Ф\max}^* &= 1950 \text{ К (подбором, по методике § 6.4)}. \end{aligned}$$

Остальные исходные данные остались без изменений. (Согласно рис. 2.3 величину  $\eta_{г0} = 0,8$  при окончательном значении  $\bar{G}_{в0} = 0,792$

допустимо сохранить без изменений). Ниже приводятся методика и результаты расчета проектируемого ТРДФ на взлетном режиме.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

а) Исходные данные к расчету

$P_{II}$	$P_{II}^* = P_{II}$	} по таблице СА, прилож. 1	1,033 кГ/см <sup>2</sup>	1,0136 дан/см <sup>2</sup>
$T_{II}$	$T_{II}^* = T_{II}$		288,15° К	288,15° К
$i_{II}$	} по величине $T_{II}$ (прилож. 3)		68,89 ккал/кГ	288,5 кдж/кг
$\pi(T_{II})$			1,207	1,207
$P_I^*$	$P_{II}^* \cdot \sigma_{вх}$	1,033 · 1	1,033 кГ/см <sup>2</sup>	1,0136 дан/см <sup>2</sup>

б) Расчет процесса в компрессоре

$G_{в}$	—	—	77,1 $\frac{\text{кГ}}{\text{сек}}$	77,1 $\frac{\text{кг}}{\text{сек}}$
$P_2^*$	$P_1^* \cdot \pi_{к}$	1,033 · 13,5	13,95 $\frac{\text{кГ}}{\text{см}^2}$	13,68 $\frac{\text{дан}}{\text{см}^2}$
$\pi(T_{2\text{ад}}^*)$	$\pi(T_{II}^*) \cdot \pi_{к}$	1,207 · 13,5	16,29	16,29
$i_{2\text{ад}}^*$	по величине $\pi(T_{2\text{ад}}^*)$ (прилож. 3)		144,99 ккал/кГ	607,1 кдж/кг
$H_{к}$	$\frac{i_{2\text{ад}}^* - i_{II}^*}{\eta_{к}}$	$\frac{144,99 - 68,89}{0,80}$	95,15 ккал/кГ	398,3 кдж/кг
$N_{к}$	$\frac{G_{в} \cdot H_{к} \cdot 427}{75}$	$\frac{77,1 \cdot 95,12}{0,1756}$	41754 л. с.	30689 квт
$i_2^*$	$i_{II}^* + H_{к}$	68,89 + 95,12	164,01 ккал/кГ	686,7 кдж/кг
$T_2^*$	по величине $i_2^*$ (прилож. 3)		675° К	675° К

в) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания в основной камере сгорания

$T_3^*$	—	—	1260° К	1260° К
$i_{3г}^*$	} по температуре $T_3^*$ (прилож. 3)		329,10 ккал/кГ	1378 кдж/кг
$\pi_{г}(T_3^*)$			331,0	331,0

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$G_{\text{Тсек}}$	$\frac{G_{\text{в}} \cdot k_{\text{охл}} \cdot (i_{3\Gamma}^* - i_{2\text{в}}^*)}{H_{\text{и}} \cdot \xi_{\text{КС}} - (i_{3\Gamma}^* - i_{2\text{в}}^*)} \cdot \kappa_{\alpha} =$ $= \frac{77,1 \cdot 0,97 (329,1 - 164,01)}{10250 \cdot 0,98 - (329,1 - 164,01)} \cdot 1,0035$		поправка $\kappa_{\alpha}$ по прилож. 2	
			1,2542 кг/сек	1,2542 кг/сек
$G_{\text{Тчас}}$	$3600 \cdot G_{\text{Тсек}}$	$3600 \cdot 1,2542$	4515 кг/час	4515 кг/час
$G_{\Gamma_3}$	$G_{\text{в}} \cdot \kappa_{\text{охл}} + G_{\text{Тсек}}$	$77,1 \cdot 0,97 + 1,2542$	76,04 кг/сек	76,04 кг/сек
$G_{\Gamma_4}$	$G_{\text{в}} + G_{\text{Тсек}}$	$77,1 + 1,25$	78,35 кг/сек	78,35 кг/сек

г) Расчет процесса в турбине

$N_{\text{T}}$	$\frac{N_{\text{к}}}{\eta_{\text{м}}}$	$41754 \cdot \frac{1}{0,995}$	41963 л. с.	30843 кВт
$H_{\text{T}}$	$\frac{75 \cdot N_{\text{T}}}{427 \cdot G_{\Gamma_3}}$	$\frac{75 \cdot 41963}{427 \cdot 76,04}$	96,93 ккал/кг	406,8 кДж/кг
$i_4^*$	$i_3^* - H_{\text{T}}$	$329,1 - 96,93$	232,17 ккал/кг	972,1 кДж/кг
$T_4^*$	по величине $i_4^*$ (прилож. 3)		919,0° К	919° К
$\pi(T_4^*)$			89,70	89,70
$i_{4\text{ад}}^*$	$i_3^* - \frac{H_{\text{T}}}{\eta_{\text{T}}}$	$329,1 - \frac{96,93}{0,91}$	222,58 ккал/кг	931,9 кДж/кг
$\pi(T_{4\text{ад}}^*)$	по величине $i_{4\text{ад}}^*$ (прилож. 3)		76,80	76,80
$\pi_{\text{T}}$	$\frac{\pi(T_3^*)}{\pi(T_{4\text{ад}}^*)}$	$331/76,80$	4,31	4,31
$P_3^*$	$P_2^* \cdot \sigma_{\text{к.с.}}$	$13,95 \cdot 0,95$	13,25 кг/см <sup>2</sup>	13,00 дан/см <sup>2</sup>
$P_4^*$	$P_3^* / \pi_{\text{T}}$	$13,25 / 4,31$	3,075 кг/см <sup>2</sup>	3,017 дан/см <sup>2</sup>

Пропускная способность турбины (задано —  $A_{3\text{н}} = 522,3 \text{ см}^2 = \text{const}$ )

$A_{3\text{о}}$	$\frac{G_{\Gamma_3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_{\Gamma} \cdot P_3^*}$	$\frac{76,04 \sqrt{1260}}{0,39 \cdot 13,25}$	522,3 см <sup>2</sup>	522,3 см <sup>2</sup>
-----------------	--	--	-----------------------	-----------------------

д) Расчет процесса расширения в реактивном сопле (без форсажа)

$P_{\text{фк}}^*$	$P_4^* \cdot \sigma_{\text{х}}$	$3,075 \cdot 0,95$	2,921 кг/см <sup>2</sup>	2,865 дан/см <sup>2</sup>
-------------------	---------------------------------	--------------------	--------------------------	---------------------------

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$\bar{\pi}_c$	$\frac{P_{\text{ф.к}}^*}{P_{\text{II}}}$	$\frac{2,921}{1,033}$	2,827	2,827
$\pi (T_{5\text{нд}})$	$\frac{\pi (T_4^*)}{\bar{\pi}_c}$	$\frac{89,70}{2,827}$	31,73	31,73
$i_{5\text{ад}}$	по величине $\pi (T_{5\text{ад}})$ (прилож. 3)		174,54 ккал/кг	730,8 кдж/кг
$c_5$	$\sqrt{\frac{g}{A} c_p^2 (i_4^* - i_{5\text{нд}})} = 91,53 \cdot 0,965 \cdot \sqrt{232,17 - 174,54}$		670,3 м/сек	670,3 м/сек

Проходное сечение сопла<sup>1</sup>, определяющее его пропускную способность ( $\bar{\pi}_c > \bar{\pi}_{c_{\text{гр}}} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}}$ ) на бесфорсажном режиме задано исходным расчетом —  $\mu F_{5\text{кр}_{\text{мин}}} = 0,2143 \text{ м}^2$ .

$\mu F_{5\text{кр}_{\text{мин}}}$	$\frac{G_{T_4} \cdot \sqrt{T_4^*}}{m_{\text{г}} \cdot \bar{\pi}_c \cdot P_{\text{ф.к}}^*}$	$\frac{78,35 \cdot \sqrt{919,0}}{0,39 \cdot 0,98 \cdot 2,921}$	0,213 м <sup>2</sup>	0,213 м <sup>2</sup>
-----------------------------------	--	--	----------------------	----------------------

с) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания в форсажной камере.

Расчет проводим для режима максимального форсажа. При этом параметры на входе в форсажную камеру ( $P_4^*$ ,  $T_4^*$ ,  $G_{\text{г}}$ ) сохраняют теми же, что и на бесфорсажном режиме. Критическое сечение сопла при подборе величины  $T_{\text{ф}_{\text{max}}}^*$  или раскрывается до предела:  $\mu F_{5\text{к}_{\text{ф}}} = \mu F_{5\text{к}_{\text{р}}}$ , тогда

$$T_{\text{ф}_{\text{max}}}^* = \left[ \frac{\mu F_{5\text{к}_{\text{р}} \cdot n} \cdot m_{\text{ф}} \cdot \sigma_c \cdot P_4^* \cdot \sigma_{\text{ф.к}}}{G_{\text{г}_{\text{ф}}}} \right]^2,$$

или ограничивается меньшим значением:  $\mu F_{5\text{к}_{\text{ф}}} < \mu F_{5\text{к}_{\text{р}}}$ , исходя из условия  $\alpha_{\text{ф}_{\text{мин}}} \approx 1,15 \div 1,2$ .

$T_{\text{ф}}^*$	Задаемся	—	1950° К	1950° К
$\dot{\phi}$	по температуре $T_{\text{ф}}^*$ (прилож. 3)		536,75 $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$	2247 кдж/кг
$\pi (T_{\text{ф}}^*)$			2238,5	2238,5

<sup>1</sup> Методика расчета  $\mu F_5$  при  $\bar{\pi}_c < \bar{\pi}_{c_{\text{гр}}}$  на стр. 86.



Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

Условная величина суммарного расхода топлива в двух камерах сгорания ТРДФ при  $\xi_{\text{ф.к.}} = \xi_{\text{к.с.}} = 0,98$

$G_{T_{\Sigma\text{сек}}}^*$	$\frac{G_{\text{в}} \cdot (i_{\text{ф}}^* - i_{\text{н}}^*)}{H_{\text{и}} \cdot \xi_{\text{к.с.}} - (i_{\text{ф}}^* - i_{\text{н}}^*)} \cdot K_{\text{з}} =$ $= \frac{77,1(536,75 - 68,89)}{10250 \cdot 0,98 - (536,75 - 68,89)} \cdot 1,062$	поправка $K_{\text{з}}$ , по прилож. 2,	
		4,000 кг/сек	4,000 кг/сек

Расход топлива в форсажной камере при  $\xi_{\text{ф.к.}} = 0,88$

$G_{T_{\text{фсек}}}^*$	$(G_{T_{\Sigma\text{сек}}}^* - G_{T_{\text{сек}}}^*) \cdot \frac{\xi_{\text{к.с.}}}{\xi_{\text{ф.к.}}} = (4,000 - 1,254) \cdot \frac{0,98}{0,88}$	3,058 кг/сек	3,058 кг/сек
-------------------------	---	--------------	--------------

Истинная величина суммарного расхода топлива в обеих камерах сгорания

$G_{T_{\Sigma\text{сек}}}^*$	$G_{T_{\text{сек}}}^* + G_{T_{\text{фсек}}}^*$	1,254 + 3,058	4,312 кг/сек	4,312 кг/сек
------------------------------	--	---------------	--------------	--------------

Коэффициент избытка воздуха при  $T_{\text{ф}}^* = 1950 \text{ К}$

$\alpha_{\text{ф}}$	$\frac{G_{\text{в}}}{G_{T_{\Sigma\text{сек}}}^* \cdot L_0}$	$\frac{77,10}{4,312 \cdot 14,8}$	1,209	1,209
$G_{T_{\Sigma\text{сек}}}^*$	$3600 \cdot G_{T_{\Sigma\text{сек}}}^*$	$3600 \cdot 4,312$	15523 кг/час	15523 кг/час
$G_{T_{\text{ф}}}^*$	$G_{\text{в}} + G_{T_{\Sigma\text{сек}}}^*$	$77,10 + 4,312$	81,41 кг/сек	81,41 кг/сек

ж) Расчет процесса в реактивном сопле при форсаже ( $T_{\text{ф}}^* = 1950^\circ \text{К}$ )

$P_{\text{ф}}^*$	$P_4^* \cdot \sigma_{\text{х}} \cdot \sigma_{\text{т}}$	$3,075 \cdot 0,95 \cdot 0,96$	2,8042 кг/см <sup>2</sup>	2,751 даН/см <sup>2</sup>
$\sigma_{\text{т}}$	По величинам $\frac{T_{\text{ф}}^*}{T_4^*}$ и $\lambda_{\text{ф.к.}}$ , рис. 6.5		0,96	0,96
$\frac{T_{\text{ф}}^*}{T_4^*}$	—	$\frac{1950}{919}$	2,12	2,12
$q(\lambda_{\text{ф.к.}})$	$\frac{G_{T_4} \cdot \sqrt{T_4^*}}{F_{\text{ф.к.}} \cdot m_{\text{г}} \cdot P_4^*}$	$\frac{78,35 \sqrt{919}}{0,5833 \cdot 0,39 \cdot 3,075}$	0,3395	0,3395
$\lambda_{\text{ф.к.}}$	по величине $q(\lambda_{\text{ф.к.}})$ (прилож. 4)		0,219	0,219

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$\pi_c$	$P_{\Phi}^* / P_H$	2,804/1,033	2,714	2,714
$\pi(T_{\text{ад}}^*)$	$\frac{\pi(T_{\Phi}^*)}{\pi_c}$	2238,5/2,714	824,8	824,8
$i_{\text{ад}}$	по величине $\pi(T_{\text{ад}}^*)$ (прилож. 3)		417,06 ккал/кг	1746 кдж/кг
$H_c$	$(i_{\Phi}^* - i_{\text{ад}}) \cdot \varphi_c^2 = (536,75 - 417,06) \cdot 0,965^2$		111,46 ккал/кг	466,7 кдж/кг
$c_5$	$\sqrt{\frac{2g \cdot H_c}{A}}$	91,53 $\sqrt{111,46}$	966,2 м/сек	966,2 м/сек

Проходное сечение сопла, определяющее его пропускную способность на максимальном форсажном режиме, задано исходным расчетом —

$$\mu F_{\text{срф}} \leq 0,3532 \text{ м}^2 \left( \pi_c > \pi_{\text{ср}} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right)$$

$\mu F_{\text{срф}}$	$\frac{G_{\text{рф}} \cdot \sqrt{T_{\Phi}^*}}{m_{\Phi} \cdot \sigma_c \cdot P_{\Phi}^*}$	$\frac{81,41 \sqrt{1950}}{0,38 \cdot 0,98 \cdot 2,8042}$	0,3443 м <sup>2</sup>	0,3443 м <sup>2</sup>
----------------------	--	--	-----------------------	-----------------------

з) Расчет основных данных двигателя в условиях  $H = 0$ ,  $M = 0$

без форсажа

$R$	$\frac{G_{\text{гс}} \cdot c_{\text{в}}}{g}$	$\frac{78,75 \cdot 670,3}{9,81}$	5354 кг	5252 дан
$C_R$	$\frac{G_{\text{тчас}}}{R}$	4515/5354	0,843 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$	0,86 $\frac{\text{кг}}{\text{дан} \cdot \text{час}}$

При максимальном форсаже ( $T_{\Phi}^* = 1950^\circ\text{К}$ )

$R_{\Phi}$	$\frac{G_{\text{рф}} \cdot c_{\text{в}\Phi}}{g}$	$\frac{81,41 \cdot 966,2}{9,81}$	8018 кг	7866 дан
$C_{R\Phi}$	$\frac{G_{\text{тчас}}}{R}$	15523/8018	1,936 $\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$	1,975 $\frac{\text{кг}}{\text{дан} \cdot \text{час}}$

Сверяем полученные величины  $C_R$  и  $R_{\text{уд}}$  с типовыми зависимостями с учетом отличия в к. п. д. (рис. 6.2)

$R_{\text{уд}}$	$\frac{R}{C_{\text{в}}}$	$\frac{5354}{77,1}$	69,44 $\frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$	68,12 $\frac{\text{дан}}{\text{кг/сек}}$
$R_{\text{уд}\Phi}$	$\frac{R_{\Phi}}{G_{\text{в}}}$	$\frac{8018}{77,1}$	104,0 $\frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$	102,0 $\frac{\text{дан}}{\text{кг/сек}}$

Так как полученное значение тяги  $R_{\phi_0}$  удовлетворяет требованиям задания ( $R_{\phi} \geq 8000$  кг), ограничиваемся в условиях  $H=0$ ,  $M=0$  величиной температуры  $T_{\phi \text{ max}}^* = 1950^\circ\text{K}$ .

### § 6.5. Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора

Сравнение проведенных расчетов для условий полета ( $H = 15$  км,  $M=2,0$ ) и условий взлета ( $H=0$ ,  $M=0$ ) показывает, что при взлете требуется большая степень повышения давления в компрессоре. Поэтому термодинамический расчет двигателя при  $H=0$ ,  $M=0$  следует принять в качестве исходного для газодинамического расчета турбокомпрессора.

Таким образом, исходные параметры для расчета компрессора и турбины проектируемого ТРДФ будут следующими.

Расчетные условия для турбокомпрессора:  $H = 0$ ,  $M = 0$

Компрессор			Турбина		
	МКГСС	СИ		МКГСС	СИ
$G_{\text{вв}}$	77,1 кг/сек	77,1 кг/сек	$A_3$	522,3 см <sup>2</sup>	
$\tau_{\text{к}}$	13,5		$\tau_{\text{т}}$	4,31	
$H_{\text{к}}$	95,12 ккал/кг	398,3 кдж/кг	$H_{\text{т}}$	96,93 $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$	406,8 $\frac{\text{кдж}}{\text{кг}}$
$P_1^*$	1,033 кг/см <sup>2</sup>	1,013 дан/см <sup>2</sup>	$P_3^*$	13,25 кг/см <sup>2</sup>	13,0 $\frac{\text{дан}}{\text{см}^2}$
$T_1^*$	288,2°K		$T_3^*$	1260°	
$\eta_{\text{к}}$	0,80		$\eta_{\text{т}}$	0,91	
$P_2^*$	13,95 кг/см <sup>2</sup>	13,68 дан/см <sup>2</sup>	$G_{\text{г3}}$	76,04 кг/сек	76,04 $\frac{\text{кг}}{\text{сек}}$
			$G_{\text{г4}}$	78,35 кг/сек	78,35 $\frac{\text{кг}}{\text{сек}}$
$T_2^*$	675°K		$P_4^*$	3,075 кг/см <sup>2</sup>	3,017 дан/см <sup>2</sup>
			$T_4^*$	919°K	

## Глава 7

### ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Принципиальная схема ТВД с расположением редуктора винта соосно компрессору изображена на рис. 7.1.

При умеренных дозвуковых скоростях полета воздушный винт продолжает оставаться непревзойденным по эффективности двигателем. Поэтому при скоростях полета до 600-700 км/час ТВД могут обеспечивать самые низкие затраты топлива на килограмм развиваемой тяги.

ТВД принято характеризовать не тягой, а так называемой эквивалентной мощностью. Под эквивалентной мощностью ТВД понимают мощность, которая потребовалась бы для привода винта, развивающего тягу, равную полной тяге ТВД:

$$R_{ТВД} = R_v + R_c.$$

Здесь:  $R_v$  — тяга воздушного винта,

$R_c$  — реактивная тяга выходящей из двигателя струи.

На турбовинтовых двигателях поэтому всегда стремятся так выполнять выхлопные трубы, чтобы направление реактивной тяги совпадало с направлением тяги винта.

Эквивалентная мощность ТВД в полете вычисляется по следующему соотношению:

$$N_э = N_v + N_c = N_v + \frac{R_c \cdot V}{75 \cdot \gamma_{в}}, \quad (7.1)$$

где  $N_v$  — мощность, потребляемая винтом,

$N_c$  — эквивалентная мощность реактивной струи,

$V$  — скорость полета,

$\gamma_{в}$  — к. п. д. воздушного винта.

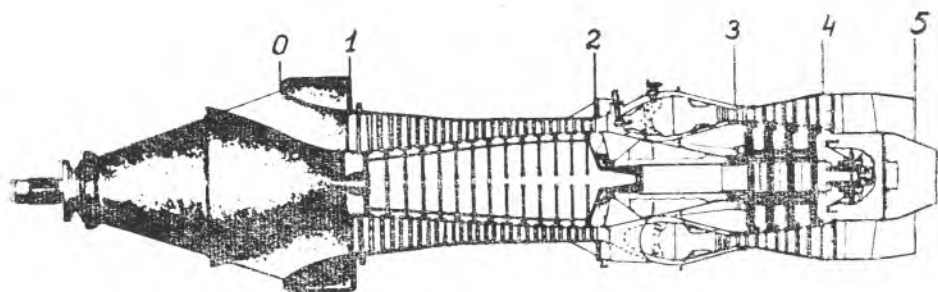


Рис. 7.1. Схема и условное обозначение сечений ТВД

При расчетах характеристик ТВД рекомендуется принимать стандартное значение к. п. д. винта:  $\eta_B = 0,8$ . Для земных статических условий ( $H=0, M=0$ ), где к. п. д. винта равняется нулю, принимается стандартный коэффициент для пересчета реактивной тяги ТВД на эквивалентную мощность реактивной струи:

$$N_{c_0} = 0,91 \cdot R_{c_0}.$$

При этом  $N_{э.} = N_{в_0} + N_{c_0} = N_{в_0} + 0,91 \cdot R_{c_0}$ . (7.2)

При сравнении с иностранными прототипами следует обращать внимание, что у них иногда вместо значений  $\eta_{в} = 0,8$  и  $\frac{N_{c_0}}{R_{c_0}} = 0,91$  используются другие величины.

Как известно из теории ВРД [1], у турбовинтовых двигателей, как и в случае ТРДД, максимальное значение полной тяги достигается только при оптимальном распределении располагаемой энергии между движителями.

Термодинамически оптимальное распределение энергии между винтом и реактивной струей характеризуется оптимальной величиной скорости истечения из выходного сопла ТВД, при которой суммарная тяга от воздушного винта и реакции выхлопной струи достигает максимального значения

$$c_{5\text{онт.}} = V \cdot \frac{\bar{c}_c^2}{\eta_T \cdot \eta_B \cdot \eta_{ред.}}, \quad (7.3)$$

где  $V$  — расчетная скорость полета в м/сек,  
 $\eta_{ред.} = 0,99 \div 0,98$  — к. п. д. редуктора винта,  
 $\eta_B$  — к. п. д. воздушного винта,  
 $\bar{c}_c$  — коэффициент скорости в выходном сопле,  
 $\eta_T$  — к. п. д. турбины винта,

$$c_5 = \bar{c}_c \cdot \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R_T \cdot T_4^* \left[ 1 - \frac{1}{\frac{k-1}{k}} \right]}.$$

Таким образом, при выбранных значениях  $\pi_k$  и  $T_4^*$  величина  $c_{5\text{онт.}}$  однозначно определяется значением  $\pi_{c_{\text{онт.}}}$ .

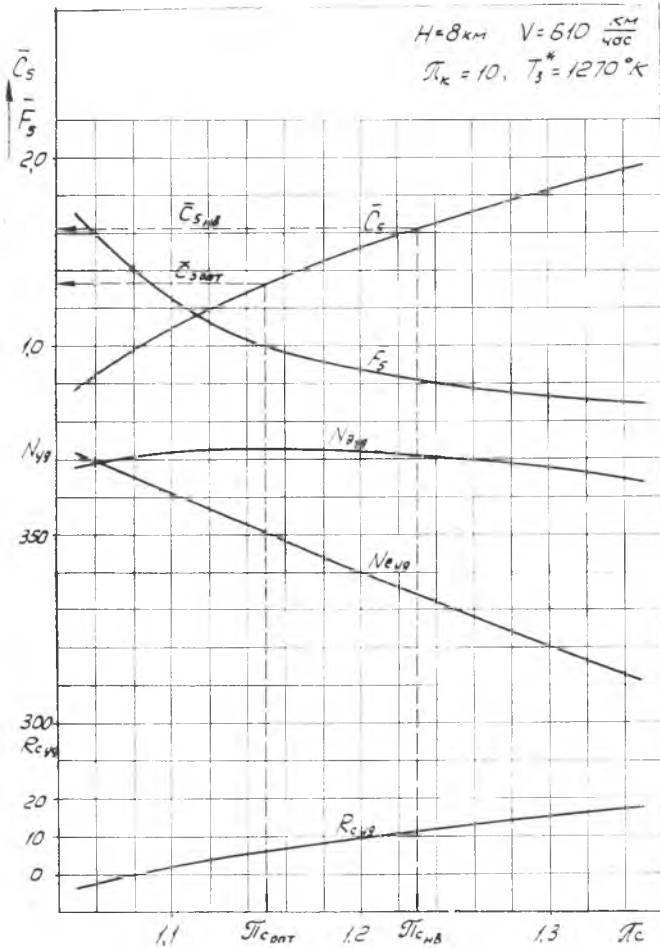


Рис. 7.2. Зависимость удельных параметров ТВД и относительных величин  $\bar{C}_5$  и  $\bar{F}_5$  от перепада давлений в реактивном сопле для  $H = 8 \text{ км}$ ,  $V = 610 \text{ км/час}$ ,  $\pi_k = 10$ ,  $T_3^* = 1270^\circ \text{К}$ .

На рис. 7.2 показано влияние изменения распределения энергии между винтом и реактивной струей на удельные параметры одного из современных ТВД. Изменение распределения энергии достигается выбором соответствующей площади выходного сечения сопла  $F_5$ .

На графике показано, как влияет изменение относительной площади  $\bar{F}_5 = \frac{F_5}{F_{5\text{опт}}}$  на величину  $\pi_c$  и скорости  $c_5$ . Из графика рис. 7.2 видно, что оптимум  $N_{\text{эуд}}$  весьма полог. Это позволяет выбирать значения

$$\frac{c_5}{V} = \bar{c}_5 > \bar{c}_{5\text{опт}},$$

практически не ухудшая данных ТВД. При этом существенно уменьшается вес таких тяжелых узлов как турбина, редуктор и воздушный винт, улучшается конфигурация проточной части, уменьшаются потери и снижается вес реактивного сопла. Такие значения  $\bar{c}_5 > \bar{c}_{5\text{опт}}$  и  $\pi_c > \pi_{c\text{опт}}$  в отличие от оптимальных будем называть **наивыгоднейшими**. При проектировании ТВД чаще всего принимают наивыгоднейшие значения  $c_{5\text{нв}}$  на 10—35% большими, чем  $c_{5\text{опт}}$ . Для наивыгоднейшего распределения энергии, при обычных значениях к. п. д. в элементах ТВД, согласно уравнению (7.3) получаем

$$c_{5\text{нв}} \approx (1,4 \div 1,8) \cdot V. \quad (7.5)$$

У выполненных ТВД значения скорости  $c_5$  обычно находятся в этом диапазоне. Термодинамический анализ показывает, что величины  $c_{5\text{нв}}$  можно выразить в виде зависимостей  $\pi_{c\text{нв}} = f(M, \pi_k, T_3^*)$  (рис. 7.3÷7.5)

Что касается взлетного режима ( $V=0$ ), то здесь величина скорости  $c_5$  получается как результат совместной работы элементов ТВД и обычно находится в диапазоне 125÷225 м/сек. Ее величина в основном зависит от расчетных условий и режима работы данного ТВД. Так у ТВД, рассчитанных на сравнительно высокие скорости полета ( $M_p > 0,5$ ) скорость  $c_{50}$  обычно получается в диапазоне 200—225 м/сек, а у ТВД, рассчитанных на невысокие скорости полета ( $M_p < 0,5$ ) 125÷150 м/сек.

На рис. 7.3÷7.5 для различных условий полета приводятся некоторые расчетные зависимости удельных параметров ТВД от параметров рабочего процесса при наивыгоднейшем распределении энергии между винтом и реактивной струей. На них также даются зависимости  $\pi_{c\text{нв}} = f(\pi_k, T_3^*)$  при которых основные данные ТВД отличаются от оптимальных не более чем на  $\sim 0,5\% \div 1,0\%$ . Интерполируя линейно между этими графиками, можно определять примерные данные ТВД, а также значения  $\pi_{c\text{нв}}$  при промежуточных значениях  $M$ ,  $H$  и  $T_3^*$ . Зависимости  $N_{\text{эуд}}$ ,  $C_N = f(\pi_k, T_3^*)$  для условий  $H = 0, M = 0$ , даются для двух вариантов распределения энергии

$$\left( c_{5_0} \approx 215 \frac{\text{м}}{\text{сек}} \text{ и } c_{5_0} \approx 135 \frac{\text{м}}{\text{сек}} \right),$$

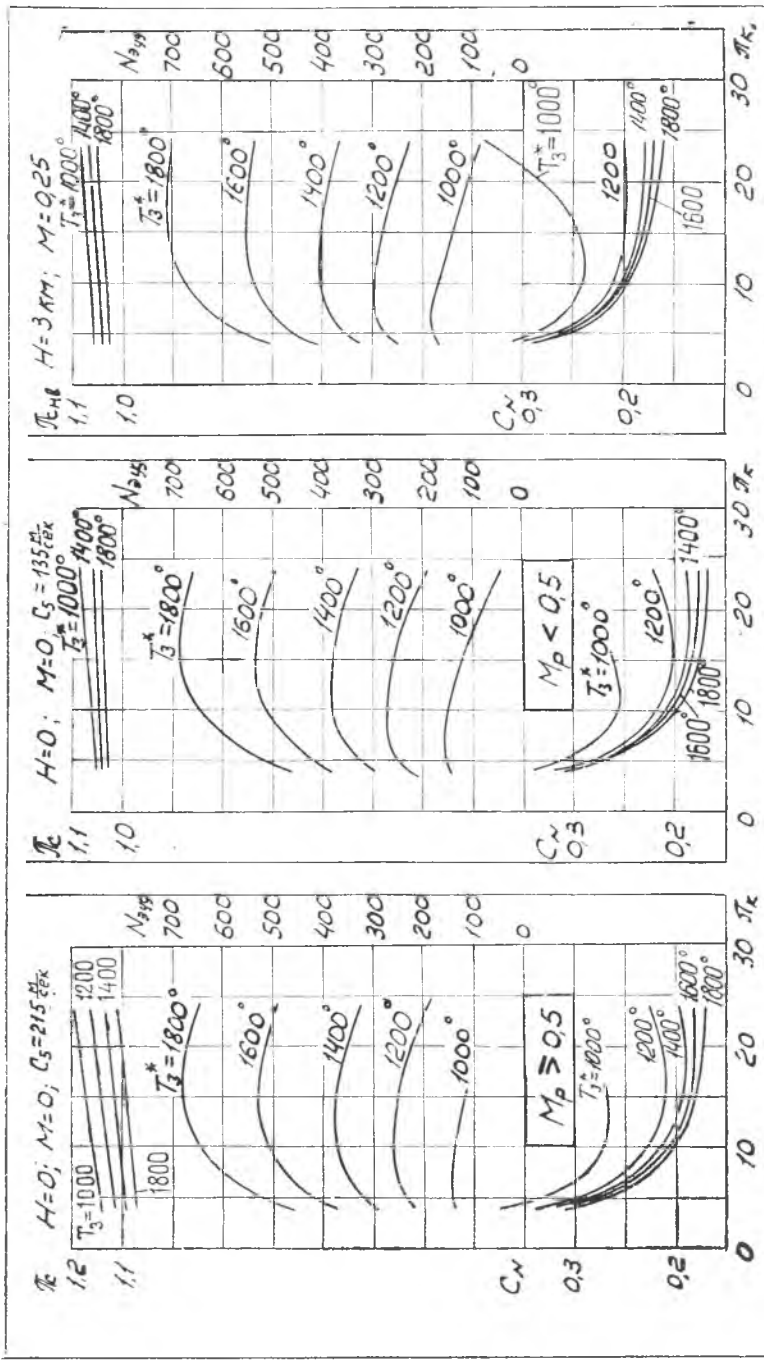


Рис. 7.3. Зависимость удельной эквивалентной мощности, удельного расхода топлива и перепада давлений в реактивном сопле ТВД от  $\pi_k$  и  $T_3^*$  в условиях полета и полета на малой высоте ( $H = 3 \text{ км}, M = 0.25$ ).



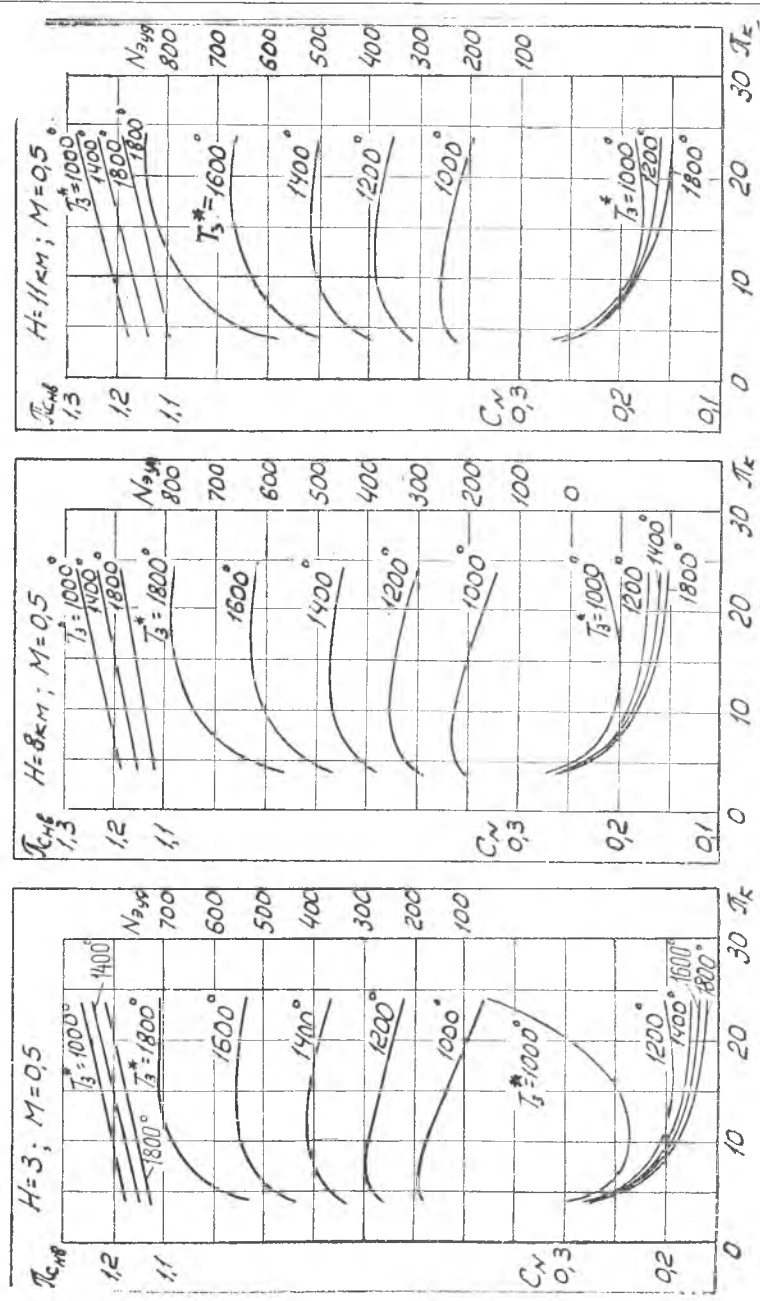


Рис. 7.4. Зависимость удельной эквивалентной мощности и удельного расхода топлива ТВД от  $\alpha$  и  $T_3^*$  для  $M = 0.5$ , на различных высотах при невыгоднейшем распределении энергии между вихром и реактивной струей (л.с./на)

приближенно соответствующих значениям, применяемым на ТВД с  $M_p \geq 0,5$  и  $M_p < 0,5$ . Фактические значения  $\pi_{c_0}$ , получаемые при расчете совместной работы элементов ТВД, могут отличаться от указанных на рис. 7.3 на 2÷3%.

Интерполируя линейно между указанными двумя вариантами, можно определять данные ТВД в условиях  $H=0$ ,  $M=0$  при промежуточных значениях  $\pi_{c_0}$ .

Большинство выполненных ТВД имеет сравнительно небольшие размеры, поэтому для них характерен пониженный уровень к. п. д. Для расчета зависимостей рис. 7.3÷7.5 принимались следующие значения к. п. д. и коэффициентов потерь, характерные для некоторых выполненных ТВД:

$$\begin{array}{llll} \eta_{\text{к}} = 0,82; & \sigma_{\text{вх}} = 0,98; & \xi_{\text{к,с.}} = 0,98; & \gamma_{\text{в}} = 0,8; \\ \eta_{\text{т}} = 0,90; & \gamma_{\text{м}} = 0,98; & \sigma_{\text{к,с.}} = 0,95; & N_{c_0}/R_{c_0} = 0,91. \end{array}$$

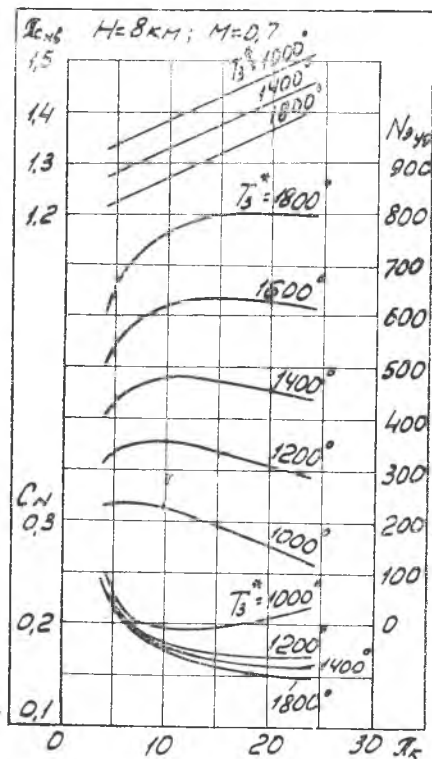
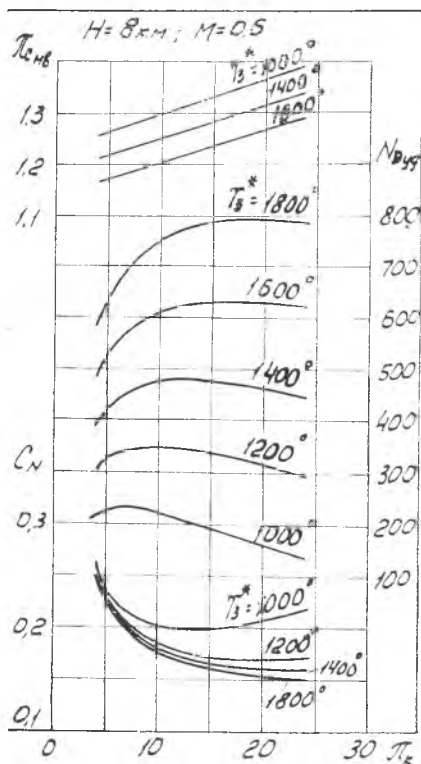


Рис. 7.5. Зависимость удельной эквивалентной мощности и удельного расхода топлива ТВД от  $\pi_{\text{к}}$  и  $T_3^*$  на высоте  $H = 8$  км для  $M = 0,6$  и  $0,7$  при наилучшем распределении энергии между винтом и реактивной струей ( $\pi_{c_{\text{пв}}}$ )

При этом значения коэффициента отбора воздуха на охлаждение принимались следующими:

$$K_{\text{охл}} = 0,99(T_3^* = 1000 \text{ }^\circ\text{K}),$$

$$K_{\text{охл}} = 0,98(T_3^* = 1200 \text{ }^\circ\text{K}),$$

$$K_{\text{охл}} = 0,96(T_3^* \geq 1400 \text{ }^\circ\text{K}).$$

В связи с тем, что удельные параметры ТВД оценивают по мощности ( $N_{\text{э}}$ ), а не по тяге, влияние выбранных значений к. п. д. здесь получается более сильным, чем у ТРД и ТРДД. Особенно велико у ТВД влияние к. п. д. турбины, 1% которого при  $T_3^* = \text{const}$  может приводить к изменению  $N_{\text{э}}$  и  $C_N$  на 2:-3% и более в зависимости от уровня  $\pi_{\text{кр расч}}$ . Поэтому при использовании зависимостей рис. 7.3:-7.5, для предварительной оценки данных ТВД, или при сравнении их с результатами других расчетов, могут иметь место значительно большие (достигающие 5:-10%) расхождения, чем у других типов ГТД.

В связи с этим при использовании гиповыми зависимостями для ТВД (рис. 7.3:-7.5) следует обращать особое внимание на отличие выбранных значений к. п. д. от тех, при которых рассчитаны типовые зависимости.

Из графиков рис. 7.3÷7.5 видно, что у ТВД зависимости  $N_{\text{э уд}}$  и  $C_N$  по  $\pi_{\text{кр}}$  имеют весьма пологие оптимумы. Кроме того, в отличие от ТРДД, здесь значения  $\pi_{\text{кр зк}}$ , соответствующие минимуму  $C_N$ , лежат значительно ближе к  $\pi_{\text{кр опт}}$ , соответствующим максимуму

Таблица 7.1

Наименование двигателя	$N_{\text{э}}$ , э. л. с.	$R_{\text{ср}}$ , кг	$C_{N_{\text{э}}}$ , кг э. л. с. ч.	$\frac{\tau_{k_0}}{G_{\text{вв}}}$ , кг сек	$T_{30}^*$ , °K	$\frac{z_{\text{к}}}{z_{\text{т}}}$	$\frac{D_{\text{габ}}}{D_{\text{вх}}}$ , мм	$H_{\text{р}}$ , км	$\frac{V_{\text{р}}}{M_{\text{р}}}$ , км/час
Аллисон Т-56—А15 серийный	4910	350	0,227	$\frac{9,25}{15}$	1349	$\frac{14}{4}$	$\frac{686 \times \times 991}{470^1}$	6÷8	$\frac{560 \div 610}{0,5 \div 0,55}$
Роллс—Ройс «Тайн» RT <sub>у</sub> -20 серийный	6100	489	0,199	$\frac{13,5}{21}$	1220÷ ÷1250 <sup>1</sup>	$\frac{6+9}{2+2}$	$\frac{1097}{520^1}$	6÷9	$\frac{610 \div 680}{0,55 \div 0,61}$
Юнайтед Эркрафт Канада РТ6А-20 (Т-74) серийный	579	32	0,294	$\frac{6,3}{2,5}$	1160÷ ÷1200 <sup>1</sup>	$\frac{3+1 \text{ п.б.}}{1+1}$	482	1,5÷ ÷3,0	$\frac{230 \div 300}{0,2 \div 0,25}$

<sup>1</sup> По оценке автора.

му  $N_{\text{уд}}$ . В связи с отмеченными особенностями, на ТВД обычно применяют меньшие значения  $\pi_{\text{к}}$ , чем на ТРДД. Из графиков следует, что влияние высоты (рис. 7.4) на удельные параметры ТВД более значительно, чем влияние скорости полета (рис. 7.5). В таблице 7.1 в качестве примера приводятся характерные параметры нескольких современных ТВД, имеющих различные расчетные условия и различное применение [16]. Обычно ТВД, предназначенные для больших самолетов, имеют  $M_p > 0,5$  и высоту полета порядка 6 — 8 км, в то время как ТВД для малых самолетов имеют обычно  $M_p < 0,5$  и высоту полета около 3 км.

Характерной особенностью конструкции ТВД является отсутствие четкой зависимости между диаметром компрессора ( $D_{\text{вх}}$ ) и габаритом ТВД ( $D_{\text{габ}}$ ); последний зачастую мало зависит от размеров турбокомпрессора и определяется размерами редуктора и компоновкой на самолете. Между тем вес ТВД (в который обычно не включают вес винтов) во многом определяется размерами турбокомпрессора.

### § 7.1. Предварительная оценка и выбор основных параметров проектируемого ТВД

Рассмотрим пример проектного задания на расчет ТВД.

Расчетные условия: высота полета —  $H = 8$  км, скорость полета —  $V = 610$  км/час.

Потребная мощность в условиях полета —  $N_{\text{эп}} = 2700$  э. л. с.

Удельный расход топлива при  $N_{\text{эп}} = 2700$  э. л. с. — не более  $C_N = 0,195$  кг/элс. час.

Потребная мощность при взлете —  $N_{\text{э0}} = 4900$  э. л. с.

Диаметр кольцевого входного канала ТВД при выносном редукторе — не более  $D_{\text{вх}} = 470$  мм.

*Применение:* двигатель предназначается для военно-транспортного самолета со средней дальностью полета.

Предварительную оценку параметров проектируемого двигателя произведем, пользуясь типовыми зависимостями удельных параметров ТВД от параметров рабочего процесса (рис. 7.3÷7.5). Значения параметров при  $V = 610$  км/час интерполируем линейно между графиками для  $M = 0,5$  и  $M = 0,6$ .

**Выбор значений  $T_3^*$  и  $\pi_{\text{к}}$  в расчетных условиях:  $H = 8$  км,  
 $V = 610$  км/час**

Пользуясь таблицей СА (прилож. 1), определяем, что расчетная скорость полета  $V = 610$  км/час соответствует числу  $M$  полета, равному 0,55.

Из рис. 7.4:-7.5 следует, что заданное значение удельного расхода топлива может быть получено при температурах  $T_3^* \geq \geq 1100$ :-1200°К. Для выбора расчетной температуры  $T_3^*$  определим величину потребной удельной мощности проектируемого двигателя.

Для этого оценим ожидаемое значение расхода воздуха в условиях полета:

$$G_v = 0,311 \cdot \bar{G}_k \cdot \frac{P_1^* \cdot D_{1к}^2}{\sqrt{T_n^*}}$$

$$\text{Здесь } 0,311 = \frac{\pi \sqrt{\frac{k \cdot g}{R} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}{4};$$

$$T_n^* = 250,4^\circ\text{К} \text{ и } P_1^* = 0,437 \text{ кг/см}^2.$$

На ТВД, когда редуктор винта располагается на входе соосно осевому компрессору, приходится применять большие относительные диаметры втулки компрессора ( $d_{вт} \gg 0,5-0,6$ ). В связи с этим коэффициент производительности компрессора получается обычно меньшим, чем у ТРД, и составляет  $\bar{G}_k \approx 0,45-0,55$ .

У ТВД с выносным редуктором винта обычно удается несколько понизить величину  $d_{вт}$  до  $0,45-0,5$ . При этом значения коэффициента производительности компрессора ТВД становятся сопоставимыми с ТРД и могут достигать значений  $\bar{G}_k = 0,55-0,60$ .

В зависимости от конструкции и расположения редуктора соотношение между диаметром входа и наружным диаметром проточной части компрессора ТВД обычно составляет

$$\frac{D_{вх}}{D_{1к}} \approx 1,1-1,3.$$

Принимая  $\bar{G}_k = 0,60$  и  $D_{вх} = 1,25D_{1к}$ , получаем

$$G_v \approx 0,311 \cdot 0,60 \cdot \frac{0,437 \cdot \left( \frac{470}{1,25} \right)^2}{\sqrt{250,4}} \approx 7,3 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}$$

Следовательно, проектируемый ТВД должен иметь в условиях полета удельную мощность не менее

$$N_{\text{уд}} = \frac{N_3}{G_v} = \frac{2700}{7,3} \approx 370 \frac{\text{э. л. с.}}{\text{кг/сек}}$$

Интерполируя линейно между графиками рис. 7.4-7.5, получаем, что такие значения  $N_{\text{уд}}$  достигаются в диапазоне значений  $\pi_k = 8-16$ , если  $T_3^* > 1250^\circ\text{К}$ . При температурах  $T_3^* = 1250-1300^\circ\text{К}$  требование к удельному расходу топлива ( $C_N \leq 0,195 \frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}}$ ) также удовлетворяется, если принять  $\pi_k > 10$ .

Основываясь на предварительной оценке, выбираем с некоторым запасом следующие параметры рабочего процесса проектируемого ТВД:

$$T_n^* = 1270^\circ\text{К}, \quad \pi_k = 10,35.$$

После этого, для облегчения дальнейшего проектирования, рекомендуется подобрать из числа выполненных ТВД двигатель-прототип. В нашем случае из предварительной оценки вытекает, что в качестве двигателя-прототипа наиболее подходит ТВД Т56-А-15 фирмы Аллисон (табл. 7.1).

### Выбор величины $\pi_c$ в расчетных условиях полета

Как следует из зависимости рис. 7.2, значение  $\pi_c$  у проектируемого ТВД можно выбрать в достаточно широком диапазоне:  $\pi_c \cong \pi_{c \text{ опт}} \pm (5+10\%)$ . Было установлено, что значения  $\pi_c \ll \pi_{c \text{ опт}}$  выбирать нецелесообразно, так как при этом увеличивается вес силовой установки с ТВД и ухудшается конфигурация проточной части. На рис. 7.4÷7.5 приводятся рекомендуемые значения  $\pi_{c \text{ нв}} > \pi_{c \text{ опт}}$ .

Интерполируя линейно между графиками для  $N=8 \text{ км}$ ,  $M=0,5$  и  $N=8 \text{ км}$ ,  $M=0,6$ , находим при  $M=0,55$  для выбранных значений  $\pi_k$  и  $T_{\text{в}}^*$  рекомендуемую величину  $\pi_{c \text{ нв}} \cong 1,235$ . Из рис. 7.2 видно, что величина  $\pi_{c \text{ нв}}$  в нашем случае почти на 8% больше оптимального значения ( $\pi_{c \text{ опт}}$ ).

### Выбор к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газоздушного тракта проектируемого ТВД

Выбранный прототип, как и большинство современных ТВД, выполнен в одновальной схеме. Поэтому трудности, связанные с разбивкой к. п. д. по каскадам турбокомпрессора в данном случае отсутствуют. Оценим значения адиабатических к. п. д. компрессора и турбины, исходя из намеченных средних значений полнотропических к. п. д. ступеней (см. главу I).

Выбираем дозвуковые ступени компрессора при  $\eta_{\text{пол}} = 0,88 \div 0,90$  (у прототипа  $\pi_{c \text{ ст}} \approx \sqrt[14]{9,25} \approx 1,17$ ).

На основе этой оценки, учитывая, что  $\pi_{k_{\text{н}}} \cong 10,35$ , величина

$$\frac{T_{\text{н}}^*}{288} = \frac{250,4}{288} = 0,87 \quad \text{и}$$

$$G_{\text{вн}} = G_{\text{в}} \cdot \frac{1,033}{P_{\text{н}}^* \sigma_0} \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{н}}^*}{288}} = 7,3 \cdot \frac{1,033}{0,446 \cdot 1} \cdot \sqrt{\frac{250,4}{288}} \cong 15,8 \frac{\text{кг}}{\text{сек}},$$

определяем с помощью материалов главы I вероятное значение адиабатического к. п. д. компрессора:

$$\eta_{\text{к}} = \eta_{\text{кmax}} + \Delta \eta_{\text{к}_1} + \Delta \eta_{\text{к}_2} + \Delta \eta_{\text{к}_3}.$$

Величину  $\eta_{\text{кmax}} \approx 0,845$  оцениваем с помощью рис. 1.3 по величинам  $\eta_{\text{пол}}$  и  $\pi_{\text{к}}$ . Поправку  $\Delta \eta_{\text{к}_1}$ , учитывающую влияние абсолютного размера проектируемого компрессора, находим по величине  $G_{\text{вн}}$ .

Согласно рис. 1.7 такая поправка при  $G_{в0} \approx 16$  кг/сек может составить  $\sim 0,5 \div 1,5\%$ . Принимаем  $\Delta\eta_{к1} = -0,01$ . Поправку  $\Delta\eta_{к2}$ , учитывающую влияние расчетного режима двигателя и условий полета, находим с помощью рис. 2.2 и 2.3. Согласно рис. 2.2 производительность компрессора в условиях полета при типичном для одновального ТВД регулировании ( $n_k = \text{const}$ ) может возрасти на  $6 \div 8\%$  ( $\bar{G}_{в0} = 1,06 \div 1,08$ ) и, следовательно:  $\eta_{кн} < \eta_{к0}$ . При этом к. п. д. компрессора может понизиться на  $1 \div 3\%$ . Принимаем (согласно рис. 2.3) величину  $\Delta\eta_{к2} = -0,015$ .

Что касается влияния понижения числа  $Re_k$  ( $\Delta\eta_{к3}$ ), то у ТВД на расчетном высотном режиме оно обычно отсутствует. Учитывая, однако, что у выбранного прототипа для снижения веса применены узкие ( $b \leq 20$  мм) лопатки компрессора [16] и, принимая решение выполнить проектируемый компрессор аналогичным образом, оценим число  $Re_k$ .

Для этого воспользуемся фото продольного разреза двигателя-прототипа [17/1958]. Ориентировочно оценивая по одному из известных размеров масштаб продольного разреза, находим, что длина лопаточной части 14-ступенчатого компрессора прототипа составляет примерно  $L_k \cong 600$  мм.

При обычных углах установки лопаток в венцах и с учетом осевых зазоров суммарная длина хорд всех лопаток на среднем диаметре у осевых компрессоров обычно составляет

$$\frac{\sum b_{ср.}}{L_k} \cong 0,85 \div 0,95.$$

Принимая  $\frac{\sum b_{ср.}}{L_k} = 0,95$ , получаем

$$b_{ср.} = \frac{L_k \cdot 0,95}{2 \cdot z_k} = \frac{600 \cdot 0,95}{2 \cdot 14} \cong 20 \text{ мм.}$$

Полагая  $F_1 = \pi \cdot D_{ср.} \cdot h_1$  и  $F_2 = \pi \cdot D_{ср.} \cdot h_2$ , находим с помощью продольного разреза, что

$$F_{ср.} = \frac{F_1 + F_2}{2} \cong \frac{0,08 \div 0,02}{2} \cong 0,05 \text{ м}^2$$

Оценим среднюю температуру воздуха в компрессоре

$$T_{ср} \cong \frac{T_{н^*} + T_2^*}{2} \cong T_{н^*} + \frac{\Delta t_k}{2}.$$

Температурный перепад в компрессоре оцениваем по  $\pi_k$  с помощью вспомогательных таблиц (приложение 5).

$$\Delta t_k = \frac{H_k}{C_p} = \frac{T_{н^*}}{\gamma_k} \left( \frac{\pi_k^{k-1}}{\pi_k^k} - 1 \right) = \frac{250,4}{0,80} \cdot (1,89 - 1) \cong 280^\circ.$$

Следовательно  $T_{ср} = 250^\circ + 140^\circ \cong 390^\circ \text{K}$ , откуда по рис. 1.8

$$\mu_{ср} \cong 2,3 \cdot 10^{-6} \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{м}^2}.$$

Вычисляем ориентировочную величину числа  $Re_k$ .

$$Re_{k_n} = \frac{b_{cp} \cdot G_v}{g \cdot \mu_{cp} \cdot F_{cp}} = \frac{0,02 \cdot 7,3}{9,81 \cdot 2,3 \cdot 10^{-6} \cdot 0,05} \cong 1,3 \cdot 10^{-5}.$$

Согласно рис. 1.8 при таком значении числа  $Re_k$  можно ожидать понижения к. п. д. компрессора  $\sim$  на 1%.

Принимаем  $\Delta \eta_{k_3} = 0,845 - 0,012 = -0,01$ .

Учитывая ориентировочный характер зависимостей рис. 1.8, поправки меньше 1% не принимаются во внимание.

В итоге получаем  $\eta_k = 0,845 - 0,01 - 0,015 - 0,01 = 0,81$ .

Выбираем оптимально-нагруженные ступени турбины с охлаждением первой ступени, при  $\eta_{пол} \approx 0,90$ , так как с помощью материалов § 1.4 и таблицы 7.1 устанавливаем, что у прототипа

$$H_{ст.} = \frac{H_{т_0}}{4} = \frac{0,25}{4} \cdot T_3^* \left[ 1 - \frac{1}{\pi_{т,0,25}} \right] = \frac{0,25}{4} \cdot 1349 \cdot \left[ 1 - \frac{1}{7,5^{0,25}} \right] \cong 33 \frac{\text{ккал}}{\text{кг}}.$$

На основе этой оценки, учитывая, что

$$\pi_{тн} = \frac{P_3^*}{P_4^*} = \frac{\pi_k \cdot P_1^* \cdot \sigma_{к.с.}}{P_n \cdot \pi_{снв}} = \frac{10,35 \cdot 0,437 \cdot 0,94}{0,363 \cdot 1,235} \cong 9,5,$$

(выбирая трубчато-кольцевую камеру сгорания с  $\sigma_{к.с.} = 0,94$ ), и что пропускная способность турбины примерно равна

$$A_3 \cong \frac{G_v \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_t \cdot P_3^*} = \frac{7,3 \sqrt{1270}}{0,39 \cdot 10,35 \cdot 0,437 \cdot 0,94} \cong 156 \text{ см}^2,$$

определяем вероятное значение адиабатического к. п. д. турбины:

$$\eta_{т} = \eta_{т_{\max}} + \Delta \eta_{т_1} + \Delta \eta_{т_2}$$

Величину  $\eta_{т_{\max}} \cong 0,925$  оцениваем с помощью рис. 1.5 по величинам  $\eta_{пол}$  и  $\pi_{т}$ . Поправку  $\Delta \eta_{т_1}$ , учитывающую влияние абсолютных размеров проектируемой турбины, определяем по величине  $A_3$ . Согласно рис. 1.7 при  $A_3 \cong 156 \text{ см}^2$  такая поправка может составлять  $1 \div 3 \%$ . Принимаем  $\Delta \eta_{т_1} = -0,02$ .

Что касается влияния понижения числа  $Re_t$ , то у ТВД на расчетном высотном режиме при  $H \cong 6 \div 9$  км оно обычно приводит к понижению к. п. д. турбины на  $1 \div 2\%$ . Величину поправки  $\Delta \eta_{т_2}$ , учитывающую влияние числа  $Re_t$ , как и в случае компрессора, оценим с помощью продольного разреза двигателя-прототипа [17/1958]. Определив примерный масштаб продольного разреза, находим, что длина лопаточной части 4-ступенчатой турбины прототипа составляет примерно  $L_t \cong 250$  мм. При обычных углах установки лопаток в венцах и с учетом осевых зазоров суммарная длина хорд всех лопаток на среднем диаметре у осевых турбин обычно составляет

$$\frac{\sum b_{cp}}{L_t} \cong 0,85 \div 0,95$$



Принимая  $\frac{\sum b_{\text{ср}}}{L_T} = 0,85$ , получаем

$$b_{\text{ср}} = \frac{L_T \cdot 0,85}{2 \cdot z_T} = \frac{250 \cdot 0,85}{2 \cdot 4} \cong 27 \text{ мм.}$$

Полагая  $F_3 = \pi \cdot D_{\text{ср}} \cdot h_3$  и  $F_4 = \pi \cdot D_{\text{ср}} \cdot h_4$  находим с помощью продольного разреза, что

$$F_{\text{ср}} = \frac{F_3 + F_4}{2} = \frac{0,05 + 0,11}{2} \cong 0,08 \text{ м}^2,$$

$$T_{\text{ср}} = \frac{T_3^* + T_4^*}{2} = \frac{1270 + 800}{2} \cong 1035 \text{ }^\circ\text{К,}$$

$$\text{где } T_4^* = T_3^* - \frac{H_{\text{ст}} \cdot z_T}{C_p} = T_3^* - \frac{33,4}{0,28} \cong 800 \text{ }^\circ\text{К.}$$

Откуда по рис. 1.8 получаем  $\mu_{\text{ср}} \cong 4,5 \cdot 10^{-6} \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{м}^2}$

Вычисляем ориентировочную величину числа  $Re_T$ :

$$Re_{T_n} \cong \frac{b_{\text{ср}} \cdot G_B}{g \cdot \mu_{\text{ср}} \cdot F_{\text{ср}}} = \frac{0,027 \cdot 7,3}{9,81 \cdot 4,5 \cdot 10^{-6} \cdot 0,08} \cong 0,56 \cdot 10^{-5}.$$

Такие значения чисел  $Re_T$  обычно находятся вне зоны автотурбинности. Согласно зависимостям рис.1.8 при этом следует ожидать понижения к. п. д. турбины на 1,5—3,0%. Принимаем  $\Delta \eta_{T_2} = -0,02 = (0,925 \cdot 0,0217)$ .

В итоге получаем для расчетных условий полета

$$\eta_{T_n} = 0,925 - 0,015 - 0,02 = 0,89.$$

Для оценки необходимого отбора воздуха на охлаждение турбины определим ориентировочное значение  $T_{\text{взл}}^*$ . Вычислим для этого потребную величину удельной мощности на взлетном режиме

$$N_{\text{эул}} = \frac{N_{\text{эвл}}}{\left[ \frac{G_{\text{вон}}}{G_{\text{вс}}} \right]} = \frac{4900}{\left[ \frac{15,8}{1,07} \right]} \cong 330 \frac{\text{элс}}{\text{кг/сек}}.$$

С помощью зависимостей рис. 7.3 определим необходимое значение температуры  $T_3^*$  для обеспечения этой мощности. На взлетном режиме у ТВД значения  $\pi_{\text{к}0}$  обычно получаются меньшими, чем в условиях полета на 10—20%. Как видно из рис. 7.3, для оценки температуры  $T_3^*$  вполне достаточно лишь знать примерный порядок величины  $\pi_{\text{к}0}$ .

Принимая во внимание, что в нашем случае  $M_p > 0,5$ , находим, что для обеспечения  $N_{\text{э}0} = 4900 \text{ элс}$  ( $N_{\text{эул}} = 330 \frac{\text{элс}}{\text{кг/сек}}$ ), потребуется температура  $T_3^* = 1340 \div 1350^\circ\text{К}$ , если  $\pi_{\text{к}0} = 8 \div 9$ . Исходя из этого, принимаем коэффициент  $\kappa_{\text{охл}} = 0,96$ .

Аналогично рассмотренным примерам, основываясь на рекомендациях главы I, и принятом двигателе-прототипе, выбираем остальные коэффициенты потерь.

Таким образом, для условий полета были выбраны следующие значения к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газоздушного тракта проектируемого ТВД:

$$\begin{array}{lll} \eta_k = 0,81; & \sigma_{вх} = 0,98; & \varphi_c = 0,90; \\ \eta_T = 0,89; & \sigma_{к.с.} = 0,94; & \eta_M = 0,98. \\ \kappa_{охл} = 0,96; & \xi_{к.с.} = 0,98; & \end{array}$$

Они оказались несколько иными чем те, при которых рассчитаны зависимости рис. 7.3-:7.5. Очевидно, что при расчете с выбранными значениями к. п. д., величины  $N_{эуд}$  и  $C_N$  также не совпадут с указанными зависимостями. Следует особо обращать внимание на то, что у ТВД влияние к. п. д. на удельные параметры наиболее значительно среди всех типов ГТД и поэтому могут иметь место значительные расхождения с типовыми зависимостями. Когда полученные в расчете значения  $N_{эуд}$  и  $C_N$  будут существенно (более чем на 10%) отличаться от соответствующих значений на рис. 7.3÷7.5, то для самоконтроля рекомендуется повторить расчет с типовыми значениями к. п. д. (стр. 130) или воспользоваться для оценки методом малых отклонений [6]. Если расчет оказался правильным, то для выполнения заданных требований выбирают иное сочетание к. п. д. или параметров рабочего процесса.

## § 7.2. Исходный термодинамический расчет ТВД в условиях полета: $H=8$ км, $V=610$ км/час

В связи с тем, что потребный расход воздуха через двигатель еще неизвестен, исходный термодинамический расчет вначале производят для  $G_B=1$  кг/сек. Ниже дается методика и пример исходного термодинамического расчета ТВД.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

а) Исходные данные к расчету

$T_{II}$			236,1°К	236,1°К
$P_{II}$	по таблицам СА, (прилож. 1)		0,3635 $\frac{кг}{см^2}$	0,3566 $\frac{дан}{см^2}$
$a$			308 м/сек	308 м/сек
$V$	—	$\frac{610 \cdot 1000}{3600}$	169,4 $\frac{м}{сек}$	169,4 $\frac{м}{сек}$

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$M$	$\frac{V}{a}$	$\frac{169,4}{308}$	0,55	0,55
$T_n^*$	$T_n + \frac{V^2}{2010}$	$236,1 + \frac{169,4^2}{2010}$	250,4°K	250,4°K
$\pi(T_n)$	по температуре $T_n$ (прилож. 3)		0,602	0,602
$i_n$			56,43 $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$	236,3 $\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$
$\pi(T_n^*)$	по температуре $T_n^*$ (прилож. 3)		0,7390	0,7390
$i_n^*$			59,85 $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$	250,6 $\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$
$P_n^*$	$P_n \frac{\pi(T_n^*)}{\pi(T_n)}$	$0,3635 \cdot \frac{0,7390}{0,602}$	0,4462 $\frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$	0,4377 $\frac{\text{дан}}{\text{см}^2}$
$P_1^*$	$P_n^* \sigma_{вх}$	0,4462 · 0,98	0,4373 кг/см <sup>2</sup>	0,4289 дан/см <sup>2</sup>
$G'_в$	принимается		1 кг/сек	1 кг/сек

б) Расчет процесса в компрессоре

$\pi_k$	$P_2^*/P_1^*$	—	10,35	10,35
$P_2^*$	$P_1^* \pi_k$	0,4373 · 10,35	4,526 кг/см <sup>2</sup>	4,44 дан/см <sup>2</sup>
$\pi(T_{2ад}^*)$	$\pi(T_n^*) \cdot \pi_k$	0,739 · 10,35	7,65	7,65
$i_{2ад}^*$	по величине $\pi(T_{2ад}^*)$ (прилож. 3)		116,92 ккал/кг	489,5 кДж/кг
$H_k$	$\frac{i_{2ад}^* - i_n^*}{\eta_k}$	$\frac{116,92 - 59,85}{0,81}$	70,46 ккал/кг	295,0 кДж/кг
$N'_k$	$\frac{427 \cdot H_k \cdot G'_в}{75}$	$\frac{427 \cdot 70,46 \cdot 1}{75}$	401,2 л. с.	294,9 кВт
$i_2^*$	$i_n^* + H_k$	59,85 + 70,46	130,31 ккал/кг	545,6 кДж/кг
$T_2^*$	по величине $i_2^*$ (прилож.)		541°K	541°K

в) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания при  $G'_в = 1$  кг/сек

$T_3^*$	—	—	1270°K	1270°K
$i_{3г}^*$	по температуре $T_3^*$ (прилож. 3)		332,02 ккал/кг	1390 кДж/кг
$\tau_T(T_3^*)$			342,3	342,3

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$G'_{\text{сек}}$	$\frac{G'_B \cdot k_{\text{охл}} \cdot (i_{3\Gamma}^* - i_{2B}^*)}{H_u \cdot \xi_{\text{кк}} - (i_{3\Gamma}^* - i_{2B}^*)} \cdot \kappa_\alpha =$ $= \frac{1 \cdot 0,96 (332,02 - 130,31)}{10250 \cdot 0,98 - (332,02 - 130,31)} \cdot 1,008$		коэф-т $\kappa_\alpha$ , по прилож. 2	
$G'_{\text{час}}$	$3600 \cdot G'_{\text{сек}}$	$3600 \cdot 0,01982$	0,01982 кг/сек	0,01982 кг/сек
$G'_{\Gamma_3}$	$G'_B \cdot k_{\text{охл}} + G'_{\text{сек}}$	$1 \cdot 0,96 + 0,01982$	71,36 кг/час	71,36 кг/час
$G'_{\Gamma_4} = G'_{\Gamma_3}$	$G'_B + G'_{\text{сек}}$	$1 + 0,01982$	0,9798 кг/сек	0,9798 кг/сек

г) Расчет процесса в турбине

$P_3^*$	$P_2^* \cdot \sigma_{\text{к.с.}}$	$4,526 \cdot 0,94$	4,254 кг/см <sup>2</sup>	4,173 дан/см <sup>2</sup>
$P_4^*$	$P_{\text{н}} \cdot \tau_c$	$0,3635 \cdot 1,235$	0,4489 кг/см <sup>2</sup>	0,4404 дан/см <sup>2</sup>
$\tau_T$	$\frac{P_3^*}{P_4^*}$	$4,254/0,4489$	9,476	9,476
$\pi(T_{4\text{ад}}^*)$	$\frac{\pi(T_3^*)}{\tau_T}$	$342,3/9,476$	36,12	36,12
$i_{4\text{ад}}^*$	по величине $\pi(T_{4\text{ад}}^*)$ (прилож. 3)		180,90 ккал/кг	757,4 кдж/кг
$H_T$	$(i_3^* - i_{4\text{ад}}^*) \cdot \tau_T = (332,02 - 180,90) \cdot 0,89$		134,50 ккал/кг	563,2 кдж/кг
$N'_T$	$\frac{427 \cdot H_T \cdot G'_{\Gamma_3}}{75}$	$\frac{427 \cdot 134,50 \cdot 0,9798}{75}$	735,1 л. с.	540,3 квт
$i_4^*$	$i_3^* - H_T$	$332,02 - 134,50$	197,52 ккал/кг	827,0 кдж/кг
$T_4^*$	по величине $i_4^*$ (прилож. 3)		791,8°K	791,8°K
$\pi(T_4^*)$			49,64	49,64

д) Расчет процесса в реактивном сопле

$\tau_c$	$\frac{P_4^*}{P_{\text{н}}}$	берется по рис. 7.4, 7.5	1,235	1,235
$\pi(T_{5\text{ад}}^*)$	$\frac{\pi(T_4^*)}{\tau_c}$	$49,64/1,235$	40,19	40,19
$i_{5\text{ад}}^*$	по величине $\pi(T_{5\text{ад}}^*)$ (прилож. 3)		166,34 ккал/кг	780,2 кдж/кг

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$H_c$	$(i_4^* - i_{5,ад}) \cdot \varphi_c^2 = (197,52 - 186,34) \cdot 0,902$		9,06 ккал/кг	37,93 кДж/кг
$c_5$	$\sqrt{\frac{2g}{\Lambda} \cdot H_c}$	91,53 $\sqrt{9,06}$	275,3 м/сек	275,3 м/сек
$i_5$	$i_4^* - H_c$	197,52 - 9,06	188,46 ккал/кг	789,1 кДж/кг
$T_5$	по величине $i_5$ (прилож. 3)		758°К	758°К

е) Расчет удельных параметров проектируемого ТВД

$N_{eуд}$	$\eta_m \cdot N'_r - N_k$	0,98 · 735,1 - 401,2	333,9 $\frac{\text{л. с.}}{\text{кг/сек}}$	245,4 $\frac{\text{кВт}}{\text{кг/сек}}$
$R_{cуд}$	$\frac{G'_{r5} \cdot c_5 - G'_b \cdot V}{g}$	$\frac{1,02 \cdot 275,3 - 1 \cdot 169,4}{9,81}$	11,36 $\frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$	11,14 $\frac{\text{дан}}{\text{кг/сек}}$
$N_{эуд}$	$N_{эуд} + \frac{R_{cуд} \cdot V}{75 \cdot \eta_b}$	$333,9 + \frac{11,36 \cdot 169,4}{75 \cdot 0,8}$	365,9 $\frac{\text{л. с.}}{\text{кг/сек}}$	268,9 $\frac{\text{кВт}}{\text{кг/сек}}$
$C_N$	$\frac{G'_{тчас}}{N_{эуд}}$	71,35/365,9	0,195 $\frac{\text{кг}}{\text{элс.ч}}$	0,265 $\frac{\text{кг}}{\text{эквт.ч}}$

Самоконтроль: полученные величины  $N_{эуд}$  и  $C_N$  сопоставляются с ожидаемыми согласно рис. 7,4÷7,5 с учетом различия к. п. д.

ж) Основные данные проектируемого двигателя в расчетных условиях

$G_b$	$\frac{N_{эзад}}{N_{эуд}}$	2700/365,9	7,38 кг/сек	7,38 кг/сек
$G_{r3}$	$G'_{r3} \cdot G_b$	0,9798 · 7,38	7,231 кг/сек	7,231 кг/сек
$G_{r4} = G_{r5}$	$G'_{r4} \cdot G_b$	1,0198 · 7,38	7,526 кг/сек	7,526 кг/сек

Пропускная способность турбины

$A_3$	$\frac{G_{r3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_r \cdot P_3^*}$	$\frac{7,231 \cdot \sqrt{1270}}{0,39 \cdot 4,254}$	155,3 см <sup>2</sup>	155,3 см <sup>2</sup>
-------	---	--	-----------------------	-----------------------

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

Приведенный расход воздуха, характеризующий производительность компрессора в кг/сек

$G_{в_0}$	$G_{в_0} \cdot \frac{1,033}{P_{н}^* \cdot c_0} \sqrt{\frac{T_{н}^*}{288} = 7,38 \cdot \frac{1,033}{0,4462 \cdot 1} \cdot \sqrt{\frac{250,4}{288}}}$	15,92 кг/сек	15,92 кг/сек
-----------	---	-----------------	-----------------

Выходное сечение реактивного сопла

$\mu F_5$	$\frac{G_{г_5} \cdot R_{г} \cdot T_5}{P_{н} \cdot c_5}$	$\frac{7,526 \cdot 29,36 \cdot 758}{0,3635 \cdot 275,3}$	0,1674 м <sup>2</sup>	0,1674 м <sup>2</sup>
-----------	---	--	-----------------------	-----------------------

Результаты расчета сопоставляются с требованиями проектного задания. Полученные в исходном расчете значения  $C_N$ ,  $N_э$  и  $G_{в_0}$  ( $D_{в_х}$ ) удовлетворяют поставленным требованиям.

### § 7.3. Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТВД ( $N=0$ ; $M=0$ ; $P_{н}=1,033$ кг/см<sup>2</sup>, $T_{н}=288^\circ\text{K}$ )

В отличие от исходного расчета здесь величины  $\pi_{к_0}$ ,  $T_{з_0}^*$ ,  $\eta_{к_0}$  не могут быть выбраны, основываясь только на заданных удельных параметрах двигателя, так как их значения связаны с выбранными значениями  $\pi_{к_н}$ ,  $T_{з_н}^*$ ,  $\eta_{к_н}$  условиями совместной работы элементов ТВД и заданным соотношением мощностей  $\frac{N_{э_н}}{N_{э_0}}$ .

Пользуясь методикой, изложенной в главе 2, определим, как изменятся величины  $G_{в_0}$ ,  $\eta_{к_0}$  и  $\pi_{к_0}$  при переходе от расчетного режима в условиях полета к взлетному при типичном для одновальных<sup>1</sup> ТВД законе регулирования:  $n_{к_0} = \text{const}$ .

1. Вычисляя величину  $\frac{T_{н}^*}{288} = \frac{250,4}{288} = 0,87$ , находим по рис. 2.2, что в нашем случае (а) вероятны следующие поправки на  $G_{в_0}$  для взлетного режима —  $G_{в_0} = 1,06 \div 1,08$ .

Это означает, что на взлетном режиме производительность компрессора следует ожидать меньшей, чем в условиях полета. Выбираем  $\bar{G}_{в_0} = 1,07$ .

2. По рис. 2.3 и 1.8 находим, что относительно условий полета, на взлетном режиме значение к. п. д. компрессора должно увеличиться. Соответствующие поправки на к. п. д. были выбраны в § 7.1 —  $-\Delta\eta_{к_2} = -0,015$ ,  $\Delta\eta_{к_3} = -0,01$ , тогда

$$\eta_{к_0} = \eta_{к_н} - (-\Delta\eta_{к_2}) - (-\Delta\eta_{к_3}) = 0,81 + 0,015 + 0,01 = 0,835.$$

<sup>1</sup> Особенности методики расчета двухвальных ТВД со свободной турбиной винта (или двухкаскадным компрессором) излагаются в главе 8.

3. Оценим величину к. п. д. турбины на взлетном режиме. В § 7.1 было выбрано значение к. п. д. турбины для условий полета  $\eta_{тн} = 0,89$ . При этом значительное понижение его было получено вследствие уменьшения числа  $Re_T$  в высотных условиях ( $\Delta\eta_{т2} = -0,02$ ). При переходе к условиям взлета, благодаря повышению давления  $P_{II}$  расход воздуха в рассматриваемом случае возрастает  $\sim$  в 2 раза ( $G_{в0} \cong 15$  кг/сек). Как видно из рис. 1.8 влияние числа  $Re_T$  на к. п. д. турбины в условиях  $H=0, V=0$  ( $Re_{т0} \cong 1,1 \cdot 10^5$ ) будет в нашем случае меньшим, чем 1%. При пользовании ориентировочными зависимостями рекомендуется поправки, меньшие чем 1%, не вводить. Поэтому примем для условий взлета  $\Delta\eta_{т2} = 0$ . Как следует из указаний главы I, к. п. д. турбины ТВД на нерасчетном (в данном случае взлетном) режиме обычно понижается на  $0,5 \div 1,0\%$  ( $\Delta\eta_{т3}$ ). Принимаем  $\Delta\eta_{т} = -0,01$ . В итоге для условий взлета имеем  $\eta_{тв} = 0,89 + 0,02 - 0,01 = 0,90$ .

4. На взлетном режиме ТВД в САУ обычно допускают температуру  $T_{3*}$  на  $80 \div 150^\circ$  большую, чем в условиях длительного полета:

$$T_{3взл} = T_{3н}^* + (80 \div 150^\circ).$$

В зависимости от тактико-технических требований к самолету, ТВД часто выполняют с ограничением мощности на высотах меньших, чем расчетная. У таких ТВД температура  $T_{3*}$  на взлетном режиме в САУ может быть как больше, так и меньше, чем в условиях полета, в зависимости от используемого в полете режима:

$$[T_{3взл}]_{огр} \cong T_{3н}^* \pm (70^\circ \div 80^\circ).$$

Как показано в § 7.1, в нашем случае для обеспечения заданной величины мощности требуется иметь на взлетном режиме большую температуру  $T_{3*}$ , чем в условиях полета. Согласно этой оценке принимаем в первом приближении  $T_{3взл}^* = 1340^\circ K$ . Окончательная величина температуры  $T_{3взл}^*$  определится термодинамическим расчетом при подборе заданного значения взлетной мощности ( $N_{в} = 4900$  элс) при  $\psi F_{50} \cong \psi F_{5н}$ . Ниже приводится пример предварительной оценки исходных данных к термодинамическому расчету взлетного режима проектируемого ТВД.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$G_{в*}$	$\frac{\bar{G}_{в0н}}{\bar{G}_{вн}}$	$\frac{16,0}{1,07}$	14,95 кг/сек	14,95 кг/сек
$G_{в}$	$G_{в*} \cdot \frac{P_{II}^* \cdot \sigma_0}{1,033} \sqrt{\frac{288}{T_{II}^*}}$	14,95 · 1 · 1	14,95 кг/сек	14,95 кг/сек
$G_{т3}$	$G_{в} \cdot \left(\frac{G_{т3}}{G_{в}}\right)_{II}$	14,95 $\left(\frac{7,265}{7,414}\right)$	14,65 кг/сек	14,65 кг/сек

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$P_3^*$	$\frac{G_{T_3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{A_3 \cdot m_\Gamma}$	$\frac{14,65 \cdot \sqrt{1340}}{155,33 \cdot 0,39}$	8,853 кГ/см <sup>2</sup>	8,684 дан/см <sup>2</sup>

Величины  $\left(\frac{G_{T_3}}{G_B}\right)_H$  и  $A_3 = 155,3$  см<sup>2</sup> берутся из исходного расчета

$P_1^*$	$P_H^* \cdot \sigma_{ВХ}$	1,033 · 0,98	1,0125 кГ/см <sup>2</sup>	0,9932 дан/см <sup>2</sup>
$\pi_K$	$\frac{P_3^*}{P_1^* \cdot \sigma_{К,с}}$	$\frac{8,853}{1,0125 \cdot 0,94}$	9,30	9,30
$\frac{\pi_{KH}}{\pi_{K_0}}$	—	$\frac{10,2}{9,30}$	1,097	1,097

Самоконтроль: должно с точностью до 1÷2% совпадать с результатом по приближенной формуле:

$$\frac{\pi_{KH}}{\pi_{K_0}} \cong \bar{G}_B \cdot \sqrt{\frac{288}{T_H^*} \cdot \frac{T_{3H}^*}{T_{3_0}^*}} = 1,117.$$

Величину  $\pi_{c_0}$  подбираем из условия  $\mu F_5 = const$ . Требуемое значение  $\mu F_{5H} = 0,167$  м<sup>2</sup>. В первом приближении принимаем  $\pi_{c_0} = 1,11$  (по рис. 7.3 для  $M_p > 0,5$ ).

#### § 7.4. Термодинамический расчет ТВД на взлетном режиме

Окончательный термодинамический расчет обычно может быть получен после нескольких приближений. Для уточнения выбранных в первом приближении (в § 7.3) величин  $T_3^*$  и  $\pi_K$  проводят по излагаемой ниже методике термодинамический расчет ТВД, подбирая такое значение  $\pi_{c_0}$ , при котором выходное сечение сопла  $\mu F_{5H}$  совпадает с  $\mu F_{5H}$ . Когда значение  $\pi_c$  подобрано, вычисляют величину эквивалентной мощности  $N_0$ . Если при выбранной температуре  $T_3^*$  заданное значение мощности не обеспечивается, то расчеты §§ 7.3÷7.4 повторяют с новым значением температуры  $T_3^*$ .

Указанным образом, для значения мощности  $N_0 = 4900$  элс уточнены следующие параметры для окончательного расчета.

$$T_3^* = 1349 \text{ }^\circ\text{K}; \quad G_{N_0} = 14,8 \text{ кГ/сек}; \quad (\bar{G}_B = 1,06);$$

$$\pi_K = 9,25; \quad \pi_c = 1,13.$$

В рассматриваемом примере были приняты следующие исходные данные:

$$A_3 = 155,3 \text{ см}^2; \quad \mu F_5 = 0,1674 \text{ м}^2; \quad \eta_{K_0} = 0,835; \quad \eta_{T_0} = 0,90.$$



Остальные к. п. д. и коэффициенты потерь сохранены такими же, что и в исходном расчете.

Ниже приводятся методика и результаты расчета проектируемого ТВД на взлетном режиме.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
а) Исходные данные к расчету				
$T_n$	$T_n^* = T_n$	по таблицам СА, прилож. 1	288,15°К	288,15°К
$P_n$	$P_n^* = P_n$		1,033 кг/см <sup>2</sup>	1,013 дан/см <sup>2</sup>
$i_n$	по температуре $T_n$ (прилож. 3)		68,89 ккал/кг	288,4 кдж/кг
$\tau(T_n)$			1,207	1,207
$P_1^*$	$P_n \cdot \sigma_{вх}$	1,033·0,98	1,0125 кг/см <sup>2</sup>	0,9932 дан/см <sup>2</sup>

б) Расчет процесса в компрессоре

$G_n$	$\frac{G_{вон}}{G_{вн}}$	$\frac{15,71}{1,06}$	14,8 кг/сек	14,8 кг/сек
$P_2^*$	$P_1^* \cdot \tau_k$	1,0125·9,25	9,366 кг/см <sup>2</sup>	9,187 дан/см <sup>2</sup>
$\pi(T_{2ад}^*)$	$\pi(T_n^*) \cdot \tau_k$	1,207·9,25	11,16	11,16
$i_{2ад}^*$	по величине $\pi(T_{2ад}^*)$ (прилож. 3)		130,2 ккал/кг	545,1 кдж/кг
$H_k$	$\frac{i_{2ад}^* - i_n^*}{\eta_k}$	$\frac{130,20 - 68,89}{0,835}$	73,43 ккал/кг	307,5 кдж/кг
$N_k$	$\frac{427 \cdot G_n \cdot H_k}{75}$	$\frac{427 \cdot 14,8 \cdot 73,43}{75}$	6187 л. с.	4547 кВт
$i_2^*$	$i_n^* + H_k$	68,89 + 73,43	142,32 ккал/кг	595,9 кдж/кг
$T_2^*$	по величине $i_2^*$ (прилож. 3)		589,3°К	589,3°К

в) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания

$T_3^*$	—	—	1349°К	1349°К
$i_{сг}^*$	по величине $T_3^*$ (прилож. 3)		355,16 ккал/кг	1487 кдж/кг
$\tau_T(T_3^*)$			442,9	442,9

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$G_{\text{тсек}}$	$\frac{G_{\text{в}} \cdot \kappa_{\text{охл}} \cdot (i_{3\Gamma}^* - i_{2\text{п}}^*)}{H_{\text{в}} \cdot \xi_{\text{к.с.}} - (i_{3\Gamma}^* - i_{2\text{в}}^*)} \cdot K_{\text{з}} =$ $= \frac{14,8 \cdot 0,96 \cdot (355,16 - 142,32)}{10250 \cdot 0,98 - (355,16 - 142,32)} \cdot 1,01$		Коэфф. $K_{\text{з}}$ по прилож. 2	
$G_{\text{тчас}}$	$3600 \cdot G_{\text{тсек}}$	$3600 \cdot 0,3113$	1121 кг/час	1121 кг/час
$G_{\text{гн}}$	$G_{\text{в}} \cdot \kappa_{\text{охл}} + G_{\text{тсек}}$	$14,8 \cdot 0,96 + 0,3113$	14,52 кг/сек	14,52 кг/сек
$G_{\text{гв}} = G_{\text{гн}}$	$G_{\text{в}} + G_{\text{тсек}}$	$14,8 + 0,3113$	15,11 кг/сек	15,11 кг/сек

г) Расчет процесса в турбине

$P_{30}^*$	$P_{\text{в}}^* \cdot \sigma_{\text{к.с.}}$	$9,366 \cdot 0,94$	8,804 кг/см <sup>2</sup>	8,636 дан/см <sup>2</sup>
$P_4^*$	$P_{\text{н}} \cdot \tau_{\text{с}}$	$1,033 \cdot 1,13$	1,167 кг/см <sup>2</sup>	1,145 дан/см <sup>2</sup>
$\pi_{\text{т}}$	$\frac{P_3^*}{P_4^*}$	$8,804/1,167$	7,542	7,542
$\pi(T_{4\text{ад}}^*)$	$\frac{\pi(T_{30}^*)}{\tau_{\text{т}}}$	$\frac{442,9}{7,542}$	58,72	58,72
$i_{4\text{ад}}^*$	по величине $\pi(T_{4\text{ад}}^*)$ (прилож. 3)		206,82 ккал/кг	866 кдж/кг
$H_{\text{т}}$	$(i_3^* - i_{4\text{ад}}^*) \cdot \gamma_{\text{т}} = (355,16 - 206,82) \cdot 0,90$		133,51 ккал/кг	559 кдж/кг
$N_{\text{т}}$	$\frac{427 \cdot H_{\text{т}} \cdot G_{\text{гв}}}{75}$	$\frac{427 \cdot 133,51 \cdot 14,52}{75}$	11037 л. с.	8112 кВт
$i_4^*$	$i_3^* - H_{\text{т}}$	$355,16 - 133,51$	221,65 ккал/кг	928 кдж/кг
$\pi(T_4^*)$	по величине $i_4^*$ (прилож. 3)		75,64	75,64
$T_4^*$			880,7 К	880,7 К

Пропускная способность турбины (задано:  $A_{3\text{п}} = 155,3 \text{ см}^2$ )

$A_{30}$	$\frac{G_{\text{гв}} \cdot \sqrt{T_{30}^*}}{m_{\text{г}} \cdot P_3^*}$	$\frac{14,52 \cdot \sqrt{1349}}{0,39 \cdot 8,804}$	155,3 см <sup>2</sup>	155,3 см <sup>2</sup>
----------	--	--	-----------------------	-----------------------

д) Расчет процесса в реактивном сопле

$\pi_{\text{с}}$	$\frac{P_4^*}{P_{\text{н}}}$	подбирается из условия $\mu F_{30} \cong \mu F_{3\text{п}}$	1,13	1,13
------------------	------------------------------	---	------	------

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$\pi (T_{5ад})$	$\frac{\pi (T_4^*)}{\pi_c}$	$\frac{75,64}{1,13}$	66,94	66,94
$i_{5ад}$	по величине $\pi (T_{5ад})$ (прилож. 3)		214,38 ккал/кг	897,6 кдж/кг
$H_c$	$(i_4^* - i_{5ад}) \cdot \varphi_c^2 = (221,65 - 214,38) \cdot 0,90^2$		5,89 ккал/кг	24,66 кдж/кг
$c_5$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \cdot H_c}$	$91,53 \sqrt{5,89}$	222 м/сек	222 м/сек
$i_5$	$i_4^* - H_c$	221,65—5,89	215,76 ккал/кг	903,4 кдж/кг
$T_5$	по величине $i_5$ , (прилож. 3)		859,1°К	859,1°К

Площадь выходного сечения реактивного сопла (задано  $\mu F_{5н} = 0,1674 \text{ м}^2$ ).

$\mu F_{5_0}$	$\frac{G_{Г_3} \cdot R_{Г_3} \cdot T_5}{P_{н} \cdot c_5}$	$\frac{15,11 \cdot 29,36 \cdot 859,1}{1,033 \cdot 222}$	0,1668 м <sup>2</sup>	0,1668 м <sup>2</sup>
---------------	---	---	-----------------------	-----------------------

В случае несовпадения получаемого значения  $\mu F_{5_0}$  с заданным —  $\mu F_{5н}$ , по этому уравнению, принимая  $T_5 \cong const$ , находят величину  $c_5$ , удовлетворяющую заданной величине площади. После чего, проводя расчет в обратной последовательности, определяют новое значение  $\pi_c$ , а следовательно и  $\pi_t$ ,  $N_c$ ,  $R_c$  и др., которые соответствуют условию  $\mu F_5 = const$ .

е) Основные данные проектируемого ТВД в условиях  $H = 0$ ;  $M = 0$

$N_c$	$N_t \cdot \eta_M - N_k$	$11037 \cdot 0,98 - 6187$	4629 л. с.	3402 кВт
$R_{c_4}$	$\frac{G_{Г_5} \cdot c_5}{g}$	$\frac{15,11 \cdot 222}{9,81}$	342 кг	335,5 дан
$N_{э}$	$N_c + 0,91 \cdot R_c$	$4629 + 0,91 \cdot 342$	4940 эл с	3630 эквт
$C_N$	$\frac{G_{тчас}}{N_{э}}$	$\frac{1120,6}{4940}$	0,227 кг/элсч	0,308 кг/эквтч

Полученная величина мощности  $N_{эвэл}$  удовлетворяет требованиям проектного задания. Сверяем полученные значения  $C_N$  и  $N_{эуд}$  с типовыми зависимостями рис. 7.3

$N_{эуд}$	$\frac{N_{э}}{G_{п}}$	$\frac{4940}{14,8}$	333,8 $\frac{\text{эл.с}}{\text{кг/сек}}$	245,3 $\frac{\text{эквт}}{\text{кг/сек}}$
-----------	-----------------------	---------------------	---	---

### § 7.5. Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора

Сравнение проведенных расчетов для условий полета ( $H=8$  км,  $V=610$  км/час) и условий взлета ( $H=0$ ,  $V=0$ ) показывает, что в условиях полета требуется большая степень повышения давления в компрессоре. Поэтому, термодинамический расчет двигателя при  $H=8$  км,  $V=610$  км/час следует принять в качестве исходного для газодинамического расчета турбокомпрессора.

Таким образом, исходные параметры для расчета компрессора и турбины проектируемого ТВД будут следующими.

Расчетные условия для турбокомпрессора:  $H = 8$  км,  $V = 610$  км/час

Компрессор			Турбина		
	МКГСС	СИ		МКГСС	СИ
$G_{в.к}$	15,92 кг/сек	15,92 кг/сек	$A_3$	155,3 см <sup>2</sup>	
$\pi_k$	10,35		$\pi_T$	9,476	
$H_k$	70,46 ккал/кг	295,0 кдж/кг	$H_T$	134,50 ккал/кг	563,2 кдж/кг
$\eta_k$	0,81		$\eta_T$	0,89	
$P_1^*$	0,4373 кг/см <sup>2</sup>	0,4289 дан/см <sup>2</sup>	$P_3^*$	4,254 кг/см <sup>2</sup>	4,173 дан/см <sup>2</sup>
$T_1^*$	250,4°K		$T_3^*$	1270°K	
$P_2^*$	4,526 кг/см <sup>2</sup>	4,440 дан/см <sup>2</sup>	$G_{г.3}$	7,231 кг/сек	7,231 кг/сек
			$G_{г.4}$	7,526 кг/сек	7,526 кг/сек
$T_2^*$	541°K		$P_4^*$	0,449 кг/см <sup>2</sup>	0,440 дан/см <sup>2</sup>
			$T_4^*$	791,8°K	

## Глава 8

### ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Турбовальные и турбовинтовые варианты ГТД отличаются в основном конструкцией своих выхлопных систем. Характерная особенность турбовальных вариантов (ТВд) заключается в том, что в отличие от самолетных (ТВД) для первых не требуется наиболее выгоднейшим образом распределять располагаемую энергию между силовой турбиной и выхлопной струей, так как реактивная тяга у них не используется.

Поэтому, в отличие от ТВД, у турбовальных двигателей направление выхлопа не играет особой роли, не существует и термодинамически-оптимальных значений  $\pi_c$ , так как у них только понижение  $\pi_c$  приводит к повышению эффективности двигателя. Однако в авиационных силовых установках значительное понижение  $\pi_c$  ограничивается весом и габаритами турбины и выхлопной системы. В наилучших образцах авиационных ТВд удается получать значения  $\pi_c$  в диапазоне  $1,02 \div 1,08$  (что приблизительно совпадает с  $\pi_{c_{\text{нв}}}$  для ТВД с  $M_p < 0,5$ ). В предварительных расчетах ТВд обычно рекомендуется принимать  $\pi_c = 1,05 \div 1,06$ . Турбовальные двигатели выполняются как одновальными, так и двухвальными (обычно со свободной силовой турбиной). ТВд находят применение в авиации в качестве вертолетных двигателей, турбостартеров (ТС), вспомогательных силовых установок (ВСУ) и энергоузлов — генераторов сжатого воздуха (ГСВ). В последние годы получают широкое применение многоцелевые<sup>1</sup> силовые установки (например ВСУ/ГСВ, ВСУ/ТС и т. п.).

<sup>1</sup> Эти установки обеспечивают запуск основного ГТД на самолете, привод генераторов, привод различных насосов, систем кондиционирования и т. д.

Наибольшее распространение в настоящее время получили вертолетные ТВД и ВСУ/ГСВ. Первые чаще всего выполняются в двухвальной схеме со свободной силовой турбиной, а ВСУ—в одновальной схеме. Методика расчета одновальных ТВД ничем не отличается от методики расчета аналогичных ТВД, кроме иного принципа выбора величины  $\pi_c$ , и поэтому для расчета ВСУ можно пользоваться методикой, изложенной в главе 7.

У всех типов ТВД удельный расход топлива ( $C_e$ ) в отличие от ТВД ( $C_N$ ) относят к мощности на валу:  $C_e = \frac{G_T}{N_e}$ , или к располагаемой мощности отбираемого воздуха (ГСВ) —  $C_e = \frac{G_T}{N_{вз}}$ , не принимая во внимание величину реактивной тяги— $R_c$ . В случае ГСВ часто величина удельного расхода топлива вообще не вычисляется, а мощностные данные выражают непосредственно через параметры отбираемого воздуха— $G_{вз}$  и  $P_{гз}^*$ .

Принципиальная схема вертолетного ТВД со свободной силовой турбиной изображена на рис. 8.1.

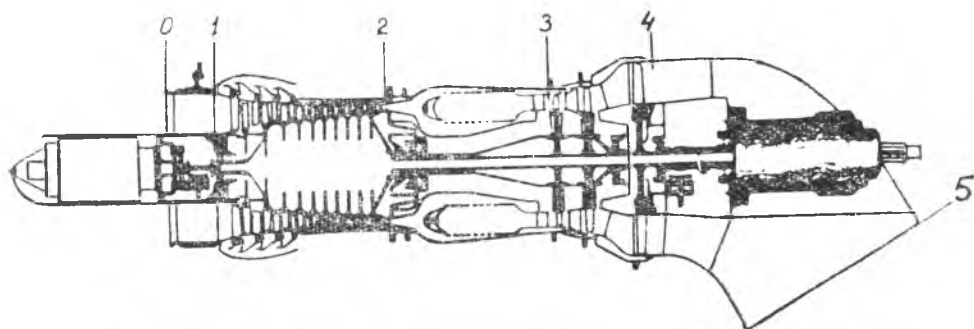


Рис. 8.1. Схема и условное обозначение сечений турбовального ГТД

Основная особенность совместной работы элементов ТВД со свободной силовой турбиной заключается в том, что изменение температуры  $T_3^*$  у них однозначено связано с изменением оборотов компрессора. Поэтому в отличие от одновальных ТВД, здесь расход воздуха с возрастанием температуры  $T_3^*$  не снижается (и не остается примерно постоянным), а наоборот — увеличивается.

В предварительных расчетах ТВД со свободной турбиной соответствующую величину относительного изменения производительности компрессора  $\bar{G}_{в0 II} = \frac{G_{в0 II}}{G_{в0, в.д.}}$  можно вычислить следующим образом:

$$\bar{G}_{в0} = (\bar{G}_{в0})_{n_{гз} = const} + \Delta \bar{G}_{в0}, \quad (8.1)$$

где величина  $(\bar{G}_{в_0})_{n_k=const}$  берется по рис. 2.2, как в случае одно-вального ТВД, а величина  $\Delta\bar{G}_{в_0}$ , учитывающая относительное изменение оборотов компрессора, оценивается по соотношению:

$$\Delta\bar{G}_{в_0} = \frac{\delta\bar{G}_{в_0}}{\bar{G}_{в_0}} \approx \frac{1}{2} \frac{\delta T_3^*}{T_3^*} \approx \frac{1}{2} \frac{T_{3и}^* - T_{3_0}^*}{T_{3_0}^*}, \quad (8.2)$$

полученному из условий  $\frac{n_k}{T_3^*} = \text{const}$  и  $\frac{\delta\bar{G}_{в_0}}{\delta n_k} \approx 1,0$ ,

приближенно характеризующих работу турбокомпрессора в рассматриваемом случае. При двухкаскадном компрессоре поправка  $\Delta\bar{G}_{в_0}$  получается почти в 2 раза большей. Ориентировочно ее можно вычислять по соотношению:

$$\Delta\bar{G}_{в_0} \approx \frac{T_{3и}^* - T_{3_0}^*}{T_{3_0}^*} \quad (8.3)$$

Остальные методические отличия (и в частности, учет характеристик свободной турбины) носят второстепенный характер и в предварительных расчетах ими можно пренебречь.

На рис. 8.2 показано влияние выбранной величины  $\pi_c$  на удельные параметры турбовального двигателя в условиях полета типичных для вертолетов.

Из графика видно, что понижение величины  $\pi_c = \frac{P_4^*}{P_H}$  значительно улучшает данные ТВД. Для этого однако требуется конструировать свободную турбину с малыми скоростями потока на выходе ( $\lambda_4 = 0,3 \div 0,45$ ) и понижать статическое давление за турбиной ниже  $P_{т_0}$ , что значительно осложняет проектирование турбины и выхлопной системы у ТВД.

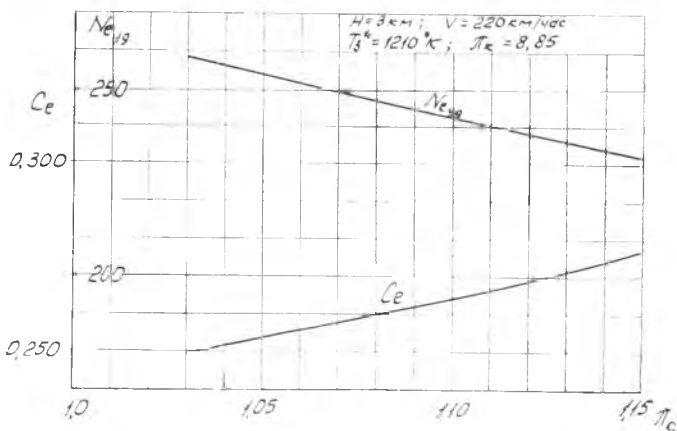


Рис. 8.2. Зависимость удельных параметров ТВД от перепада давлений в реактивном сопле для  $H=3$  км,  $V=220$  км/час,  $T_3^*=1210$  К,  $\pi_c=8,85$ .

На рис. 8.3 для условий взлета и характерных полетных условий приводятся некоторые расчетные зависимости удельных параметров турбовальных двигателей от параметров рабочего процесса при  $\pi_c = 1,06$ . Большинство выполненных ТВД имеет небольшие размеры ( $G_{в0} < 10 \div 20$  кг/сек), поэтому для них характерен пониженный уровень к. п. д. Для расчета зависимостей рис. 8.3 принимались следующие значения к. п. д. и коэффициентов потерь, характерные для некоторых выполненных ТВД:

$$\begin{array}{lll} \eta_{\text{к}} = 0,80; & \eta_{\text{лм}} = 0,98; & \xi_{\text{к.с.}} = 0,96; \\ \eta_{\text{т}} = 0,88; & \sigma_{\text{вх}} = 0,98; & \sigma_{\text{к.с.}} = 0,95. \end{array}$$

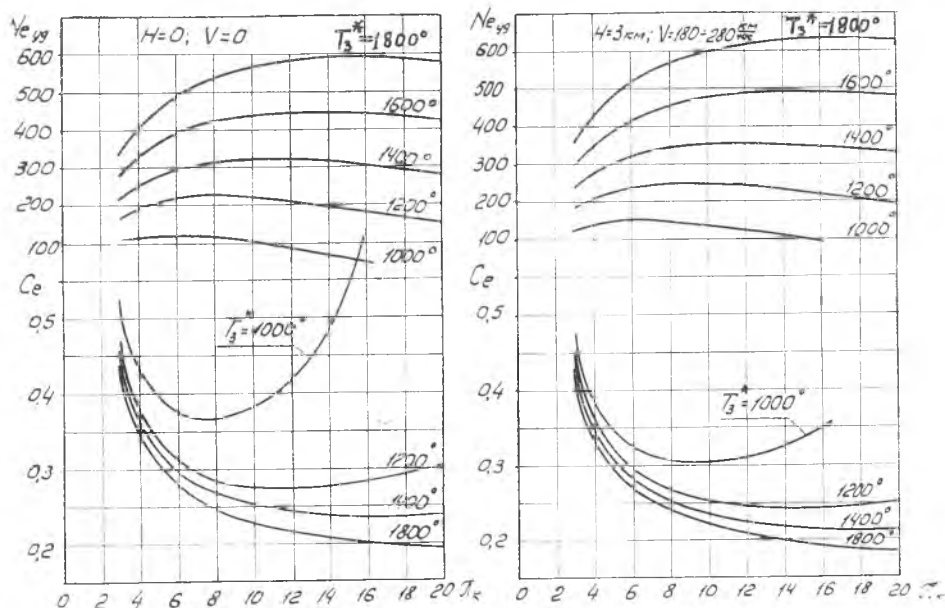


Рис. 8.3. Зависимость удельной мощности и удельного расхода топлива турбовальных ГТД от  $\pi_k$  и  $T_3^*$  при  $\pi_c = 1,06$  в земных статических условиях (САУ) и в условиях полета на высоте 3 км

При этом значения коэффициентов отбора воздуха на охлаждение принимались следующими:

$$\begin{array}{ll} \kappa_{\text{охл}} = 0,98; & (T_3^* = 1000 \text{ K}); \\ \kappa_{\text{охл}} = 0,97; & (T_3^* = 1200 \text{ K}); \\ \kappa_{\text{охл}} = 0,95; & (T_3^* \geq 1400 \text{ K}). \end{array}$$

Как и в случае ТВД, у турбовальных двигателей влияние выбранных значений к. п. д. на величину удельных параметров более сильное, чем у ТРД и ТРДД. Особенно велико влияние к. п. д. турбины, 1% которого при  $T_3^* = \text{const}$  может приводить к изменению  $N_e$  и  $C_e$  на  $2 \div 3\%$  и более в зависимости от уровня  $\pi_{k, \text{расч}}$ . Поэтому при использовании зависимостей рис. 8.3 для предваритель-



ной оценки данных ТВд или при сравнении их с результатами других расчетов могут иметь место значительно большие расхождения, чем у других типов ГТД, достигающие 5÷10%. В связи с этим, при пользовании типовыми зависимостями для ТВд (рис. 8.3) следует особое внимание обращать на отличия выбранных значений к. п. д., от тех, при которых рассчитаны типовые зависимости.

Ниже в таблице 8.1 в качестве примера приводятся характерные параметры нескольких современных турбовальных ГТД для вертолетов [16].

Таблица 8.1

Наименование двигателя	$N_{с_0}$ л. с.	$C_{с_0}$ кг л. с. ч	$\pi_{к_0}$	$G_{з_0}$ кг сек	$T_{з_0}^*$ °К	$\frac{z_k}{z_T}$	$\frac{D_{габ.}}{D_{вх}}$ мм	$H_p$ км	$V_p$ км час
Дженерал-Электрик Т-64-GE-6 серийный	2850	0,224÷ ÷0,236	12,6	11,1	1208	$\frac{14}{2+2}$	$\frac{762}{—}$	2,5÷3	245÷280
Дженерал-Электрик Т-58-GE-8 серийный	1250	0,277	8,3	5,6	1215	$\frac{10}{2+1}$	$\frac{516 \times 406}{270^1}$	2÷3,5	220÷260
Аллисон Т-63А-5А (250-С18) серийный	317	0,313	6,2	1,36	$\frac{1238 \div}{\div 1269}$	$\frac{6+1п.6}{2+2}$	$\frac{570 \times 483}{—}$	3÷4	170÷260

<sup>1</sup> По оценке автора.

Из таблицы видно, что наиболее типичные условия полета у вертолетных ТВд соответствуют  $H = 2 \div 3$  км и диапазону скоростей 170÷280 км/час, а применяемые значения  $T_{з_0}^*$  и  $\pi_k$  близки к обычным значениям для турбовинтовых двигателей. На ТВд меньших размеров обычно используются меньшие значения  $\pi_k$ , в связи с этим значения  $C_0$  у них получаются несколько худшими. Как и у ТВд, у турбовальных ГТД отсутствует четкая зависимость между диаметром компрессора ( $D_{вх}$ ) и габаритом двигателя ( $D_{габ.}$ ).

### § 8.1. Предварительная оценка и выбор основных параметров ТВд для вертолета

Рассмотрим пример проектного задания на расчет турбовального ГТД для вертолета.

Расчетные условия: высота полета —  $H=3$  км,  
скорость полета —  $V=220$  км/час.

Потребная мощность в условиях полета —  $N_e=1050$  л. с.

Удельный расход топлива в условиях полета при  $N_{с_0}=1050$  л. с.

—  $C_0$  не более  $0,255 \frac{\text{кг}}{\text{л. с. ч.}}$ .

Потребная мощность при взлете —  $N_{e0} \approx 1250$  л. с.

Величина реактивной силы от выхлопной струи — не более 65 кГ.

Наружный диаметр турбокомпрессора ТВд (по входу) —  $D_{вх} \leq 270$  мм.

*Применение.* Двигатель предназначается для многоцелевого вертолета.

Предварительную оценку параметров проектируемого двигателя произведем, пользуясь типовыми зависимостями удельных параметров ТВд от параметров рабочего процесса (рис. 8.3).

### Выбор значений $T_3^*$ и $\pi_k$ в расчетных условиях

$$H = 3 \text{ км}, V = 220 \text{ км/час}$$

Как следует из рис. 8.3, заданное значение удельного расхода топлива возможно получить только при температурах  $T_3^*$ , превышающих  $1200^\circ\text{К}$ . Для выбора температуры  $T_3^*$  определим величину потребной удельной мощности двигателя. Для этого оценим ожидаемое значение расхода воздуха в условиях полета:

$$G_B = 0,311 \cdot \bar{G}_k \cdot \frac{P_1^* \cdot D_{1k}^2}{\sqrt{T_n^*}}$$

$$\text{Здесь } 0,311 = \frac{\pi \sqrt{\frac{k \cdot g}{R_B} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}{4}$$

$$T_n^* = 270,5^\circ\text{К} \text{ и } P_1^* = 0,72 \text{ кГ/см}^2.$$

У турбовальных ГТД коэффициент производительности компрессора обычно близок к соответствующим значениям у ТВД:

$$\bar{G}_k \cong 0,45 \div 0,60.$$

Принимая  $\bar{G}_k = 0,5$  и  $D_{1k} = \frac{D_{вх}}{1,1}$ , получим

$$G_B = 0,311 \cdot 0,5 \cdot \frac{0,72 \left(\frac{270}{1,10}\right)^2}{\sqrt{270,5}} \cong 4,1 \text{ кГ/сек.}$$

Следовательно, проектируемый ТВд должен иметь в условиях полета удельную мощность не менее

$$N_{eуд} = \frac{N_e}{G_B} = \frac{1050}{4,1} \cong 256 \frac{\text{л. с.}}{\text{кГ/сек.}}$$

Согласно зависимостям для  $H=3$  км на рис. 8.3 примерно такие значения  $N_{eуд}$  достигаются в диапазоне  $\pi_k \cong 8 \div 10$  при значениях температуры  $T_3^* \approx 1210 \div 1220^\circ\text{К}$ . При этом требование к удельному расходу топлива ( $C_e \leq 0,255$  кГ/л. с. ч.) выполняется, на-

чиная со значений  $\pi_k \approx 9,0$ . У малоразмерных ТВд, во избежание чересчур коротких лопаток, часто выбирают температуру  $T_3^*$  и величины  $\pi_k$  и  $\bar{G}_k$  по нижнему пределу требуемых значений.

Основываясь на предварительной оценке, выбираем для проектируемого ТВд следующие параметры рабочего процесса:

$$T_3^* = 1210 \text{ }^\circ\text{K}; \quad \pi_k = 8,85.$$

Величину  $\pi_c$  выбираем в соответствии с рекомендациями главы 8 равной  $\sim 1,06$ .

Затем для облегчения дальнейшего проектирования рекомендуется подобрать из числа выполненных ТВд двигатель-прототип. В нашем случае из предварительной оценки вытекает, что в качестве двигателя-прототипа наиболее подходит ГТД Т-58—GE-8 фирмы Дженерал-Электрик. (табл. 8.1).

### Выбор к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газоздушного тракта проектируемого ТВд

Выбранный прототип, как и большинство современных вертолетных ТВд, выполнен со свободной силовой турбиной, величина к. п. д. которой в значительной степени зависит от расчетной величины окружной скорости ( $u_{св.т.}$ ). Однако расчет основных параметров турбокомпрессора, в том числе и  $u_{св.т.}$  только еще предстоит произвести на основе намечаемых термодинамических расчетов. Поэтому для предварительных расчетов рекомендуется пользоваться суммарным адиабатическим к. п. д. турбин компрессора и винта. Выбираем оптимально-нагруженные ступени турбины с охлаждением и с  $\eta_{пол} \cong 0,90$ , так как с помощью материалов § 1.4 и таблицы 8.1 устанавливаем, что у прототипа

$$H_{ст.} = \frac{H_{т.}}{3} = \frac{0,25}{3} 1215 \left[ 1 - \frac{1}{8,1^{0,25}} \right] \approx 40 \frac{\text{ккал}}{\text{кг}}.$$

На основе этой оценки, учитывая, что

$$\pi_{тн} = \frac{\pi_k \cdot P_1^* \cdot \sigma_{к.с.}}{P_n \cdot \pi_c} = \frac{0,85 \cdot 0,72 \cdot 0,95}{0,715 \cdot 1,06} \cong 8$$

(выбирая кольцевую камеру сгорания с  $\sigma_{к.с.} = 0,95$ ) и, что пропускная способность турбины примерно равна:

$$A_3 \cong \frac{G_v \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_T \cdot \pi_k \cdot P_1^* \cdot \sigma_{к.с.}} = \frac{4,1 \cdot \sqrt{1210}}{0,39 \cdot 8,85 \cdot 0,72 \cdot 0,95} \cong 60 \text{ см}^3,$$

определяем вероятное значение суммарного адиабатического к. п. д. турбины:

$$\eta_T = \eta_{T_{\max}} + \Delta\eta_{T_1} + \Delta\eta_{T_2}.$$

Величину  $\eta_{T_{\max}} \approx 0,92$  оцениваем с помощью рис. 1.5 по величинам  $\eta_{пол}$  и  $\pi_T$ . Поправку  $\Delta\eta_{T_1}$ , учитывающую влияние абсолют-

ных размеров турбины, определяем по величине пропускной способности —  $A_3$ . Согласно рис. 1.7 такая поправка при  $A_3 \approx 60 \text{ см}^2$  может составлять  $3 \div 6\%$ . Принимаем  $\Delta\eta_{T_1} = -0,04$ .

Поправка  $\Delta\eta_{T_2}$  учитывает влияние уменьшения числа  $Re_T$  при понижении давления  $P_n$ . У ГТД с высотностью до 3 км эту поправку допустимо не учитывать, так как ее величина обычно менее  $1\%$ .

Таким образом для расчетных условий получаем

$$\gamma_{\text{пол}} = 0,92 - 0,04 = 0,88.$$

Выбираем осевой тип компрессора с дозвуковыми ступенями при  $\gamma_{\text{пол}} = 0,88 \div 0,90$  (у прототипа  $\pi_{\text{ст}_0} \cong \sqrt[10]{8,1} \approx 1,23$ ). На основе этой оценки, учитывая, что  $\pi_{k_{II}} = 8,85$ , величина

$$\frac{T_n^*}{288} = \frac{270,5}{288} = 0,94 \quad \text{и}$$

$$G_{в_0} = G_{в_0} \cdot \frac{1,033}{P_{II}^* \cdot \sigma_0} \cdot \sqrt{\frac{T_n^*}{288}} = 4,1 \cdot \frac{1,033}{0,733 \cdot 1,0} \cdot \sqrt{\frac{270,5}{288}} \cong 5,6 \text{ кг/сек.},$$

определяем с помощью материалов главы I вероятное значение адиабатического к. п. д. компрессора:

$$\gamma_k = \gamma_{k_{\text{max}}} + \Delta\gamma_{k_1} + \Delta\gamma_{k_2} + \Delta\gamma_{k_3}.$$

Величину  $\gamma_{k_{\text{max}}} \cong 0,84$  оцениваем с помощью рис. 1.3 по величинам  $\gamma_{\text{пол}}$  и  $\pi_k$ .

Поправку  $\Delta\gamma_{k_1}$ , учитывающую влияние абсолютного размера компрессора, находим по величине  $G_{в_0}$ . Согласно рис. 1.7, такая поправка при  $G_{в_0} = 5,6 \text{ кг/сек}$  может составить  $-2,5 \div 4,5\%$ . Принимаем  $\Delta\gamma_{k_1} = -0,035$ .

Поправку  $\Delta\gamma_{k_2}$ , учитывающую влияние режима работы двигателя и условий полета найдем с помощью рис. 2.3. Для этого оценим величину  $\bar{G}_{в_0}$  по уравнению (8.1). Величину  $(\bar{G}_{в_0})_{n_k = \text{const}} \approx 1,03$  находим

по графику рис. 2.2 по величине  $\frac{T_n^*}{288} = 0,94$ . Чтобы определить величину

$$\Delta\bar{G}_{в_0} \approx \frac{1}{2} \frac{T_{3n}^* - T_{3_0}^*}{T_{3_0}^*},$$

оценим в первом приближении ожидаемую температуру  $T_3^*$  взлетного режима. Для этого определим величину

$$N_{e_{уд_0}} \cong \frac{1250}{\bar{G}_{в_0 \text{ взл}}} = \frac{1250}{(5,6)} = 230 \frac{\text{л. с.}}{\text{кг/сек}},$$

где величина  $\bar{G}_{в_0} = 1,03$  берется в первом приближении для случая  $n_k = \text{const}$ . По рис. 8.3 находим, что при  $\pi_k = 8 \div 9$ , для получения

указанной мощности ТВД в условиях  $H=0$ ,  $V=0$  требуется температура  $T_3^* \approx 1200^\circ \text{K}$ , т. е. почти такая же, что и в условиях полета. Следовательно, заданные расчетные режимы проектируемого ТВД оказались таковы, что можно приближенно полагать  $\Delta \bar{G}_{B_0} = 0$  (т. е.  $n_k \approx \text{const}$ ). В таком случае, согласно зависимостям рис. 2.3, для  $\bar{G}_{B_0} = 1,03$  имеем  $\eta_{k_{II}} < \eta_{k_{IV}}$  и, следовательно, в исходном расчете требуется вводить поправку на влияние режима и условий полета  $-\Delta \eta_{k_2}$ . Принимаем  $\Delta \eta_{k_2} \cong -0,01$ .

Что касается влияния понижения числа  $Re_k$  ( $\Delta \eta_{k_3}$ ), то как и в случае турбины, до высоты  $H=3$  км эту поправку допустимо не учитывать. В итоге для расчетных условий получаем

$$\eta_k = 0,84 - 0,035 - 0,01 = 0,795.$$

У малоразмерных ГТД, и в особенности на вертолетных ТВД затраты воздуха на охлаждение и утечки обычно несколько повышены. Исходя из рекомендаций § 1.4 принимаем для  $T_3^* = 1210^\circ \text{K}$  величину  $\kappa_{охл} = 0,96$ .

Из § 1.4 следует, что при  $G_{B_0} > 2 \div 5$  кг/сек допустимо принимать  $\eta_M = 0,97 \div 0,985$ . Для рассматриваемого случая ( $G_{B_0} \approx 5,6 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}$ ) выбираем  $\eta_M = 0,985$ .

В задании на проектирование оговорена максимально-допустимая величина реактивной тяги. Для расчетной оценки тяги требуется знать величину  $\varphi_c$ . На основе рекомендаций § 1.5 принимаем  $\varphi_c = 0,75$ .

Аналогично рассмотренным примерам, основываясь на рекомендациях главы I и принятом двигателе-прототипе, выбирают остальные коэффициенты потерь.

Таким образом, для условий полета были выбраны следующие значения к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газозводушного тракта проектируемого ТВД:

$$\begin{array}{lll} \eta_k = 0,795; & \sigma_{вх} = 0,98; & \varphi_c = 0,75; \\ \eta_T = 0,88; & \sigma_{к.с.} = 0,95; & \eta_M = 0,985. \\ \kappa_{охл} = 0,96; & \xi_{к.с.} = 0,96; & \end{array}$$

Выбранные значения к. п. д. и коэффициентов потерь оказались несколько иными, чем те, при которых рассчитаны зависимости рис. 8.3. Очевидно, что при расчете с выбранными значениями к. п. д. получаемые величины  $N_{e_{уд}}$  и  $C_e$  также не совпадут с указанными зависимостями. Следует особо обращать внимание на то, что у ТВД влияние к. п. д. на удельные параметры наиболее значительно среди всех типов ГТД и поэтому могут иметь место значительные расхождения с типовыми зависимостями.

Когда полученные в расчете значения  $N_{e_{уд}}$  и  $C_e$  будут существенно (более чем на 10%) отличаться от соответствующих величин на рис. 8.3, то для самоконтроля рекомендуется повторить расчет с типовыми значениями к. п. д. (стр. 152) или воспользо-

ваться для оценки методом малых отклонений [6]. Если расчет оказался правильным, то для выполнения заданных требований выбирают иное сочетание к. п. д. или параметров рабочего процесса.

### § 8.2. Исходный термодинамический расчет ТВд в условиях полета: $H=3$ км, $V=220$ км/час

В связи с тем, что потребный расход воздуха через двигатель еще неизвестен, исходный термодинамический расчет вначале производят для  $G_B = 1$  кг/сек. Ниже дается методика и пример исходного термодинамического расчета вертолетного ТВд.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
а) Исходные данные к расчету				
$T_H$			268,6°К	268,6°К
$P_H$	по таблицам С. А. (прилож. 1)		0,7151 кг/см <sup>2</sup>	0,7015 дап/см <sup>2</sup>
$a$			328,6 м/сек	328,6 м/сек
$V$	—	$\frac{220 \cdot 1000}{3600}$	61,11 м/сек	61,11 м/сек
$M$	$\frac{V}{a}$	$\frac{61,11}{328,6}$	0,186	0,186
$T_H^*$	$T_H + \frac{V^2}{2010}$	$268,6 + \frac{61,11^2}{2010}$	270,5°К	270,5°К
$\pi(T_H)$	по температуре $T_H$ (прилож. 3)		0,9436	0,9436
$i_H$			64,20 ккал/кг	268,8 кдж/кг
$\pi(T_H^*)$	по температуре $T_H^*$ (прилож. 3)		0,9674	0,9674
$i_H^*$			64,66 ккал/кг	270,7 кдж/кг
$P_H^*$	$P_H \cdot \frac{\pi(T_H^*)}{\pi(T_H)}$	$0,7151 \cdot \frac{0,9674}{0,9436}$	0,7331 кг/см <sup>2</sup>	0,7192 дап/см <sup>2</sup>
$P_1^*$	$P_H \cdot \sigma_{вх}$	$0,7331 \cdot 0,98$	0,7185 кг/см <sup>2</sup>	0,7048 дап/см <sup>2</sup>
$G'_B$	Принимается		1 кг/сек	1 кг/сек
б) Расчет процесса в компрессоре				
$\pi_K$	$\frac{P_2^*}{P_1^*}$	—	8,85	8,85

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$P_2^*$	$P_1^* \cdot \pi_{\kappa}$	0,7185·8,85	6,359 кГ/см <sup>2</sup>	6,238 дан/см <sup>2</sup>
$\pi(T_{2ад}^*)$	$\pi(T_{II}^*) \cdot \pi_{\kappa}$	0,9674·8,85	8,56	8,56
$i_{2ад}^*$	по величине $\pi(T_{2ад}^*)$ , прилож. 3		120,72 ккал/кГ	505,5 кдж/кГ
$H_{\kappa}$	$\frac{i_{2ад}^* - i_{II}^*}{\eta_{\kappa}}$	$\frac{120,72 - 64,66}{0,795}$	70,51 ккал/кГ	295,2 кдж/кГ
$N'_{\kappa}$	$\frac{427 \cdot H_{\kappa} \cdot G'_B}{75}$	$\frac{427 \cdot 70,51 \cdot 1}{75}$	401,2 л. с.	295 квт
$i_2^*$	$i_{II}^* + H_{\kappa}$	64,66 + 70,51	135,17 ккал/кГ	566,0 кдж/кГ
$T_2^*$	по величине $i_2^*$ (прилож. 3)		560,6°К	560,6°К

в) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания при  $G_B = 1$  кГ/сек

$T_3^*$	—	—	1210°К	1210°К
$i_{3Г}^*$	по величине $T_3^*$ (прилож. 3)		314,57 ккал/кГ	1317 кдж/кГ
$\pi_{\Gamma}(T_3^*)$			278,75	278,75
$G'_{\Gammaсек}$	$\frac{G'_B \cdot \kappa_{охл} \cdot (i_{3Г}^* - i_{2II}^*)}{H_u \cdot \xi_{\text{с.с.}} - (i_{3Г}^* - i_{2II}^*)} \cdot \kappa_{охл} =$ $= \frac{1 \cdot 0,96(314,57 - 135,17)}{10250 \cdot 0,96 - (314,57 - 135,17)} \cdot 1,0025$		коэффициент $\kappa_{\alpha}$ , по прилож. 2	
$G'_{\Gammaсек}$			0,01787 кГ/сек	0,01787 кГ/сек
$G'_{\Gammaчас}$	$3600 \cdot G'_{\Gammaсек}$	3600·0,01787	64,33 кГ/час	64,33 кГ/час
$G'_{\Gammaз}$	$G'_B \cdot \kappa_{охл} + G'_{\Gammaсек}$	1·0,96 + 0,0179	0,9779 кГ/сек	0,9779 кГ/сек
$G'_{\Gammaз} = G'_{\Gammaс}$	$G'_B + G'_{\Gammaсек}$	1 + 0,0179	1,0179 кГ/сек	1,0179 кГ/сек

г) Расчет процесса в турбине

$P_3^*$	$P_2^* \cdot \sigma_{\kappa, \text{с.}}$	6,359·0,95	6,041 кГ/см <sup>2</sup>	5,926 дан/см <sup>2</sup>
$P_4^*$	$P_{II} \cdot \pi_{\text{с}}$	0,7151·1,06	0,758 кГ/см <sup>2</sup>	0,7436 дан/см <sup>2</sup>
$\pi_{\Gamma}$	$\frac{P_3^*}{P_4^*}$	6,041/0,758	7,97	7,97

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$\pi(T_{4ад}^*)$	$\frac{\pi(T_3^*)}{\pi_T}$	$\frac{278,75}{7,97}$	34,97	34,97
$i_{4ад}^*$	по величине $\pi(T_{4ад}^*)$ (прилож. 3)		179,31 ккал/кг	750,8 кдж/кг
$H_T$	$(i_3^* - i_{4ад}^*) \cdot \eta_T = (314,57 - 179,31) \cdot 0,88$		119,03 ккал/кг	498,4 кдж/кг
$N_T'$	$\frac{427 \cdot H_T \cdot G_{T3}'}{75}$	$\frac{427 \cdot 119,03 \cdot 0,9779}{75}$	662,7 л. с.	487,0 кВт
$i_4^*$	$i_3^* - H_T$	314,57 - 119,03	195,54 ккал/кг	818,7 кдж/кг
$T_4^*$	по величине $i_4^*$ (прилож. 3)		784,4°К	784,4 К
$\pi(T_4^*)$			47,86	47,86

д) Расчет параметров в выходном сечении реактивного сопла

$\pi_c$	$\frac{P_4^*}{P_{II}^*}$	принимается	1,06	1,06
$\pi(T_{5ад}^*)$	$\frac{\pi(T_{II}^*)}{\pi_c}$	$\frac{47,86}{1,06}$	45,15	45,15
$i_{5ад}^*$	по величине $\pi(T_{5ад}^*)$ (прилож. 3)		192,42 ккал/кг	805,7 кдж/кг
$H_c$	$(i_4^* - i_{5ад}^*) \cdot \zeta_c^2 = (195,54 - 192,42) \cdot 0,75^2$		1,755 ккал/кг	7,35 кдж/кг
$c_5$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \cdot H_c}$	91,53 $\sqrt{1,755}$	120,8 м/сек	120,8 м/сек
$i_5^*$	$i_4^* - H_c$	195,54 - 1,76	193,78 ккал/кг	811,4 кдж/кг
$T_5^*$	по величине $i_5^*$ (прилож. 3)		777,8 К	777,8 К

е) Расчет удельных параметров проектируемого ТВд.

$N_{\epsilon_{уд}}$	$\eta_M \cdot N_T' - N_{\epsilon}'$	0,985 \cdot 662,7 - 401,2	251,6 $\frac{\text{л. с.}}{\text{кг/сек}}$	185,0 $\frac{\text{кВт}}{\text{кг/сек}}$
$C_e$	$\frac{G_{Tчас}}{N_e}$	64,33/251,6	0,255 $\frac{\text{кг}}{\text{л. с. ч.}}$	0,347 $\frac{\text{кг}}{\text{кВт ч}}$



Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

Самоконтроль: полученные величины  $N_{e_{уд}}$  и  $C_e$  сопоставляются с ожидаемыми значениями согласно рис. 8.3 с учетом различия в к. п. д.

ж) Основные данные проектируемого двигателя в расчетных условиях

$G_B$	$\frac{N_{e_{зад}}}{N_{e_{уд}}}$	$\frac{1050}{251,6}$	4,174 кг/сек	4,174 кг/сек
$G_{Г_3}$	$G'_{Г_3} \cdot G_B$	0,9779 · 4,174	4,082 кг/сек	4,082 кг/сек
$G_{Г_4} = G_{Г_5}$	$G'_{Г_4} \cdot G_B$	1,0179 · 4,174	4,249 кг/сек	4,249 кг/сек

Пропускная способность турбины

$A_3$	$\frac{G_{Г_3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_{Г_3} \cdot P_3^*}$	$\frac{4,082 \cdot \sqrt{1210}}{0,39 \cdot 6,041}$	60,20 см <sup>2</sup>	60,20 см <sup>2</sup>
-------	--	--	-----------------------	-----------------------

Приведенный расход воздуха, характеризующий производительность компрессора в кг/сек.

$G_{B_0}$	$G_B \cdot \frac{1,033}{P_H^* \cdot \sigma_0} \sqrt{\frac{T_H^*}{288}} = 4,174 \cdot \frac{1,033}{0,7331} \cdot \sqrt{\frac{270,5}{288}}$	5,698 кг/сек	5,698 кг/сек
-----------	---	--------------	--------------

Выходное сечение реактивного сопла

$\mu F_5$	$\frac{G_{Г_5} \cdot R_{Г_5} \cdot T_5}{P_{Г_5} \cdot c_5}$	$\frac{4,249 \cdot 29,36 \cdot 777,8}{0,7151 \cdot 120,8}$	0,1126 м <sup>2</sup>	0,1126 м <sup>2</sup>
-----------	---	--	-----------------------	-----------------------

Реактивная тяга от выхлопной струи (для сведения)

$R_c$	$\frac{G_{Г_5} \cdot c_5 - G_B \cdot V}{g} = \frac{4,249 \cdot 120,8 - 4,174 \cdot 61,11}{9,81}$	26,31 кг	25,81 дан
-------	--	----------	-----------

Результаты расчета сопоставляются с требованиями проектного задания. Полученные в исходном расчете значения  $C_e$ ,  $N_e$  и  $G_B$  ( $D_{вх}$ ) удовлетворяют поставленным требованиям.

### § 8.3. Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТВд ( $N=0$ , $M=0$ ; $P_H=1,033$ кг/см<sup>2</sup>; $T_H=288^\circ\text{K}$ )

В отличие от исходного расчета здесь величины  $\pi_{к_0}$ ,  $T_{3_0}^*$ ,  $\eta_{к_0}$  не могут быть выбраны основываясь только на заданных удельных параметрах двигателя, так как их значения связаны с выбранными значениями  $\pi_{Г_Н}$ ,  $T_{3_Н}^*$ ,  $\eta_{к_Н}$  условиями совместной ра-

боты элементов ТВд и заданным соотношением мощностей  $\frac{N_{eH}}{N_{e0}}$ .

Пользуясь методикой, изложенной в главе 2, определим как изменятся величины  $\bar{G}_v$ ,  $\eta_T$  и  $n_K$  при переходе от расчетного режима в условиях полета к взлетному при программе регулирования типичной для ТВд со свободной силовой турбиной:

$$n_K = f(T_3^*) \text{ и } n_{св.т} = \text{const.}$$

1. Вычисляя величину  $\frac{T_{31}^*}{288} = \frac{270,5}{288} = 0,94$ , находим по рис. 2.2, что в случае  $n_K = \text{const}$  поправка на  $\bar{G}_{v_0}$  для взлетного режима соотвечствовала бы диапазону  $\bar{G}_{v_0} = 1,025 \div 1,035$ .

2. У ТВд со свободной турбиной расход воздуха на взлетном режиме может дополнительно измениться вследствие изменения оборотов компрессора.

Согласно соотношению (8.1) суммарная поправка на расход равняется

$$\bar{G}_{v_0} = (G_{v_0})_{n_K = \text{const}} + \frac{1}{2} \frac{T_{3n}^* - T_{3_0}^*}{T_{3_0}^*}.$$

Принимая  $(\bar{G}_{v_0})_{n_K = \text{const}} = 1,03$  и  $T_{3_0}^* = 1200$  К (см. § 8.1), получим

$$\bar{G}_{v_0} = 1,03 + \frac{1210 - 1200}{2 \cdot 1200} = 1,03 + 0,004 = 1,034.$$

3. Для  $\bar{G}_{v_0} = 1,034$  по рис. 2.3 находим, что на взлетном режиме значение к. п. д. компрессора относительно условий полета, должно несколько увеличиться. Соответствующая поправка  $\Delta \eta_{п2} = -0,01$  была выбрана в § 8.1.

Таким образом  $\eta_{к_0} = \eta_{кп} - (-\Delta \eta_{к_0}) = 0,795 + 0,01 = 0,805$ .

4. Суммарный к. п. д. турбины компрессора и винта на взлетном режиме ТВд обычно допустимо сохранять тем же, что и в расчетных условиях:  $\eta_T = 0,88$ . Пропускную способность турбины компрессора также допустимо сохранять постоянной:

$$A_3 = 60,2 \text{ см}^2.$$

Так как в предварительном расчете турбину рассматриваем как одновальную, возможным изменением пропускной способности турбины винта можно пренебречь.

5. У вертолетных ТВд температура  $T_3^*$  на взлетном режиме в САУ может быть как больше, так и меньше, чем в условиях полета, в зависимости от используемого в полете режима:  $T_{3\text{взл}}^* \approx T_{3н}^* \pm (30 \div 70)^\circ$ . Часто от вертолетных ТВд требуется в САУ сохранять постоянной номинальную мощность на всех высотах полета. В этих случаях высоте полета  $H = 3$  км приблизительно соответствует:  $T_{3н}^* \approx T_{3\text{взл}}^*$ .

Как показано в § 8.1 в нашем случае для обеспечения

заданной величины мощности требуется иметь на взлетном режиме  $T_3^* \approx 1200^\circ\text{K}$ . Это значение принимаем в качестве  $T_{\text{взл}}$  для первого приближения. Окончательная величина температуры  $T_3^*$  определится термодинамическим расчетом, при подборе заданного значения взлетной мощности ( $N_e = 1250$  л. с.).

Ниже приводится пример предварительной оценки исходных данных к термодинамическому расчету взлетного режима проектируемого ТВд.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$\bar{G}_{\text{взл}}$	$(\bar{G}_{\text{взл}})_{n_{\text{к}}=\text{const}} + \Delta\bar{G}_{\text{взл}}$	1,03+0,004	1,034	1,034
$G_{\text{взл}}$	$\frac{G_{\text{взл}}}{G_{\text{взл}}}$	$\frac{5,7}{1,034}$	5,51 кг/сек	5,51 кг/сек
$G_{\text{в}}$	$G_{\text{взл}} \cdot \frac{P_{\text{н}}^* \cdot \sigma_0}{1,033} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{н}}^*}}$	5,51 · 1 · 1	5,51 кг/сек	5,51 кг/сек
$G_{\text{гз}}$	$G_{\text{в}} \cdot \left(\frac{G_{\text{гз}}}{G_{\text{в}}}\right)_{\text{н}}$	5,51 $\left(\frac{4,082}{4,175}\right)$	5,39 кг/сек	5,39 кг/сек
$P_{\text{гз}}^*$	$\frac{G_{\text{гз}} \cdot \sqrt{T_3^*}}{A_3 \cdot m_{\text{г}}}$	$\frac{5,39 \cdot \sqrt{1200}}{60,2 \cdot 0,39}$	7,95 кг/см <sup>2</sup>	7,8 дан/см <sup>2</sup>

Величины  $\left(\frac{G_{\text{гз}}}{G_{\text{в}}}\right)_{\text{н}}$  и  $A_3 = 60,2$  см<sup>2</sup> берется из исходного расчета.

$P_1^*$	$P_{\text{н}}^* \cdot \sigma_{\text{вх}}$	1,033 · 0,98	1,0125 кг/см <sup>2</sup>	0,9932 дан/см <sup>2</sup>
$\pi_{\text{к}}$	$\frac{P_3^*}{P_1^* \cdot \sigma_{\text{к.с.}}}$	$\frac{7,952}{1,0125 \cdot 0,95}$	8,27	8,27
$\frac{\pi_{\text{кн}}}{\pi_{\text{к0}}}$	—	$\frac{8,85}{8,27}$	1,07	1,07

Самоконтроль: должно с точностью до  $1 \div 2\%$  совпадать с результатом по приближенной формуле:

$$\frac{\pi_{\text{кн}}}{\pi_{\text{к0}}} \cong (\bar{G}_{\text{взл}}) \sqrt{\frac{288}{T_{\text{н}}^*} \cdot \frac{T_3^*}{T_{\text{гз}}^*}} = 1,034 \cdot \sqrt{\frac{288}{270,5} \cdot \frac{1200}{1215}} = 1,06.$$

Величину  $\pi_{\text{с0}}$  подбираем из условия  $\rho \cdot P_5^* \cong \text{const}$ . (Требуемое значение  $\rho \cdot P_5^* = 0,113$  М<sup>2</sup>). Для турбовальных двигателей такое условие является приближенным, так как зачастую коэффициент расхода  $\rho_5$  у них — величина переменная. В первом приближении задаются

$$\pi_{\text{с0}} \approx \pi_{\text{сн}}$$

### § 8.4. Термодинамический расчет ТВД на взлетном режиме

Окончательный термодинамический расчет обычно может быть получен после нескольких приближений. Для уточнения полученных в первом приближении величин  $T_3^*$  и  $\pi_k$  проводят по излагаемой ниже методике термодинамический расчет ТВД, подбирая такое значение  $\pi_c$ , при котором выходное сечение сопла  $\mu F_{5_0}$  совпадает с  $\mu F_{5_n}$ . Когда значение  $\pi_c$  подобрано, вычисляют величину мощности на валу  $N_e$ . Если при выбранной температуре  $T_3^*$  заданное значение мощности на валу не обеспечивается, то расчеты §§ 8.3 и 8.4 повторяют с новым значением температуры  $T_3^*$ .

Указанным образом для значения мощности на валу  $N_e = 1250$  л. с. уточнены следующие исходные данные для окончательного расчета:

$$T_3^* = 1215 \text{ }^\circ\text{K},$$

$$\pi_k = 8,3,$$

$$G_{в_0} = 5,516 \text{ кг/сек } (\bar{G}_{в_0} = 1,033) \text{ и } \pi_c = 1,05.$$

В рассматриваемом примере были приняты следующие исходные данные:

$$A_3 \cong 60,2 \text{ см}^2, \quad \mu F_5 \cong 0,1126 \text{ м}^2, \quad \eta_k = 0,805.$$

Остальные к. п. д. и коэффициенты потерь сохранены такими же, что и в исходном расчете.

Ниже приводится методика и результаты расчета проектируемого ТВД на взлетном режиме.

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
а) Исходные данные к расчету				
$T_n$	$T_n^* = T_n$	по таблицам С. А. (прилож. 1)	288,15 К	288,15 К
$P_n$	$P_n^* = P_n$		1,033 кг/см <sup>2</sup>	1,013 дан/см <sup>2</sup>
$i_n$	по температуре $T_n$ (прилож. 1)		68,89 ккал/кг	288,4 кдж/кг
$\pi(T_n)$			1,207	1,207
$P_1^*$	$P_n^* \cdot \sigma_{вх}$	1,033 · 0,98	1,0125 кг/см <sup>2</sup>	0,9933 дан/см <sup>2</sup>
б) Расчет процесса в компрессоре				
$G_v$	—	—	5,516 кг/сек	5,516 кг/сек
$P_2^*$	$P_1^* \cdot \pi_k$	1,0125 · 8,3	8,404 кг/см <sup>2</sup>	8,244 дан/см <sup>2</sup>
$\pi(T_{2ад}^*)$	$\pi(T_n^*) \cdot \pi_k$	1,207 · 8,3	10,02	10,02
$i_{2ад}^*$	по величине $\pi(T_{2ад}^*)$ (прилож. 3)		126,26 ккал/кг	528,6 кдж/кг

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$H_K$	$\frac{i_{2ад}^* - i_H^*}{\eta_K}$	$\frac{126,26 - 68,89}{0,805}$	71,27 ккал/кг	298,4 кДж/кг
$N_K$	$\frac{427 \cdot G_B \cdot H_K}{75}$	$\frac{427 \cdot 5,516 \cdot 71,27}{75}$	2238 л. с.	1645 кВт
$i_2^*$	$i_H^* + H_K$	68,89 + 71,27	140,16 ккал/кг	586,8 кДж/кг
$T_2^*$	по величине $i_2^*$ (прилож. 3)		580,6°К	580,6°К

в) Расчет расхода топлива и продуктов сгорания

$T_3^*$	—	—	1215°К	1215 К
$i_{3Г}^*$	по величине $T_3^*$ (прилож. 3)		316,02 ккал/кг	1323 кДж/кг
$\pi_T(T_3^*)$			283,7	283,7
$G_{Tсек}$	$\frac{G_B \cdot \kappa_{охл} \cdot (i_{3Г}^* - i_{2В}^*)}{H_H \cdot \xi_{к.с.} - (i_{3Г}^* - i_{2В}^*)} \cdot \kappa_{\alpha} =$ $= \frac{5,516 \cdot 0,96 (316,02 - 140,16)}{10250 \cdot 0,96 - (316,02 - 140,16)} \cdot 1,0020$		коэффициент $\kappa_{\alpha}$ , по прилож. 2 0,09655 кг/сек	
$G_{Tчас}$	$3600 \cdot G_{Tсек}$	$3600 \cdot 0,09655$	34,76 кг/час	34,76 кг/час
$G_{Г3}$	$G_B \cdot \kappa_{охл} + G_{Tсек}$	$5,516 \cdot 0,96 + 0,09655$	5,392 кг/сек	5,392 кг/сек
$G_{Г4} = G_{Г5}$	$G_B + G_{Tсек}$	$5,516 + 0,09655$	5,612 кг/сек	5,612 кг/сек

г) Расчет процесса в турбине

$P_3^*$	$P_2^* \cdot \sigma_{к.с.}$	8,404 · 0,95	7,984 кг/см <sup>2</sup>	7,832 дан/см <sup>2</sup>
$P_4^*$	$P_H \cdot \pi_c$	1,033 · 1,05	1,085 кг/см <sup>2</sup>	1,064 дан/см <sup>2</sup>
$\pi_T$	$\frac{P_3^*}{P_4^*}$	$\frac{7,984}{1,085}$	7,358	7,358
$\pi(T_{4ад}^*)$	$\frac{\pi(T_3^*)}{\pi_T}$	$\frac{283,7}{7,358}$	38,56	38,56
$i_{4ад}^*$	по величине $\pi(T_{4ад}^*)$ (прилож. 3)		184,23 ккал/кг	771,4 кДж/кг
$H_T$	$(i_3^* - i_{4ад}^*) \cdot \eta_T = (316,02 - 184,23) \cdot 0,88$		115,44 ккал/кг	483,3 кДж/кг

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$N_T$	$\frac{427 \cdot H_T \cdot G_{T_4}}{75}$	$\frac{427 \cdot 115,44 \cdot 5,392}{75}$	3514 л. с.	2615 кВт
$i_4^*$	$i_3^* - H_T$	316,02—115,44	200,58 ккал/кг	839,8 кдж/кг
$\pi(T_4^*)$	по величине $i_4^*$ (прилож. 3)		52,50	52,50
$T_4^*$			803,2 К	803,2 К

Пропускная способность турбины (задано:  $A_{3H} = 60,20 \text{ см}^2$ )

$A_{30}$	$\frac{G_{T_3} \cdot \sqrt{T_3^*}}{m_T \cdot P_3^*}$	$\frac{5,392 \cdot \sqrt{1215}}{0,39 \cdot 7,984}$	60,30 см <sup>2</sup>	60,30 см <sup>2</sup>
----------	--	--	-----------------------	-----------------------

д) Расчет параметров в выходном сечении реактивного сопла

$\pi_c$	$\frac{P_4^*}{P_{II}}$	подбирается из условия: $\mu F_{50} = \mu F_{5H}$	1,05	1,05
$\pi(T_{5ад}^*)$	$\frac{\pi(T_4^*)}{\pi_c}$	$\frac{52,50}{1,05}$	50,00	50,00
$i_{5ад}$	по величине $\pi(T_{5ад}^*)$ (прилож. 3)		197,91 ккал/кг	828,6 кдж/кг
$H_c$	$(i_4^* - i_{5ад}^*) \cdot \varphi_c^2 = (200,58 - 197,91) \cdot 0,75^2$		1,5 ккал/кг	6,28 кдж/кг
$c_5$	$\sqrt{\frac{2g}{A} \cdot H_c}$	$91,53 \sqrt{1,5}$	111,9 м/сек	111,9 м/сек
$i_5$	$i_4^* - H_c$	200,58—1,50	199,08 ккал/кг	833,5 кдж/кг
$T_5$	по величине $i_5$ (прилож. 3)		797,6°К	797,6°К

Площадь выходного сечения реактивного сопла (задано:  $\mu F_{5H} = 0,1126 \text{ м}^2$ ).

$\mu F_{50}$	$\frac{G_{T_5} \cdot R_T \cdot T_5}{P_{II} \cdot c_5}$	$\frac{5,612 \cdot 29,36 \cdot 797,6}{1,033 \cdot 111,9}$	0,1135 м <sup>2</sup>	0,1135 м <sup>2</sup>
--------------	--	---	-----------------------	-----------------------

В случае несовпадения получаемого значения  $\mu F_{50}$  с заданным  $\mu F_{5H}$ , по этому уравнению, принимая  $T_5 \approx \text{const}$ , находят величину

$c_5$ , удовлетворяющую заданной величине площади, затем, проводя расчет в обратной последовательности, определяют новое значение  $\pi_c$ , а следовательно и  $\pi_T$ ,  $N_e$  и др., которые соответствуют условию  $\mu F_5 \approx \text{const}$ .

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ

е) Основные данные проектируемого ТВд в условиях  $H = 0$ ,  $V = 0$

$N_e$	$N_T \cdot \eta_M - N_K$	3544,0 - 0,985 — 2238	1253 л. с.	921 кВт
$C_e$	$\frac{C_{\text{Тнас}}}{N_e}$	$\frac{34,76}{1253}$	0,277 $\frac{\text{кг}}{\text{л. с. ч.}}$	0,378 $\frac{\text{кг}}{\text{кВт ч}}$

Реактивная тяга от выхлопной струи (для сведения)

$R_c$	$\frac{G_{\Gamma_3} \cdot c_3}{g}$	$\frac{5,612 \cdot 111,9}{9,81}$	64,0 кг	62,8 дан
-------	------------------------------------	----------------------------------	---------	----------

Полученные величины  $N_e$  и  $R_c$  удовлетворяют требованиям проектного задания. Сверяем полученные значения  $C_e$  и  $N_{e\text{уд}}$  с типовыми зависимостями рис. 8.3.

$N_{e\text{уд}}$	$\frac{N_e}{G_B}$	$\frac{1253}{5,516}$	227 $\frac{\text{л. с.}}{\text{кг/сек}}$	167 $\frac{\text{кВт}}{\text{кг/сек}}$
------------------	-------------------	----------------------	--	--

### § 8.5. Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора

Сравнение проведенных расчетов для условий полета ( $H = 3$  км,  $V = 220$  км/час) и условий взлета ( $H = 0$ ,  $V = 0$ ) показывает, что в условиях полета требуется большая степень повышения давления в компрессоре. Поэтому, термодинамический расчет двигателя при  $H = 3$  км,  $V = 220$  км/час следует принять в качестве исходного для газодинамического расчета турбокомпрессора.

Таким образом, исходные параметры для расчета компрессора и турбины проектируемого ТВд будут следующими:

Расчетные условия для турбокомпрессора:  $H = 3$  км,  $V = 220$  км/час

	Компрессор		Турбина		
	МКГСС	СИ		МКГСС	СИ
$G_{B_0}$	5,7 кг/сек	5,7 кг/сек	$A_3$	60,2 см <sup>2</sup>	
$\pi_k$		8,85	$\pi_T$	7,97	

Параметры	Формула	Пример	Результат	
			МКГСС	СИ
$H_k$	70,51 ккал/кг	295,2 кДж/кг	$H_T$	119,03 ккал/кг   498,4 кДж/кг
$\eta_k$	0,795		$\eta_T$	0,88
$P_1^*$	0,7185 кг/см <sup>2</sup>	0,7048 дан/см <sup>2</sup>	$P_3^*$	6,041 кг/см <sup>2</sup>   5,926 дан/см <sup>2</sup>
$T_1^*$	270,5°К		$T_3^*$	1210°К
$P_2^*$	6,36 кг/см <sup>2</sup>	6,24 дан/см <sup>2</sup>	$G_{Г_3}$	4,082 кг/сек   4,082 кг/сек
			$G_{Г_3}$	4,249 кг/сек   4,249 кг/сек
$T_2^*$	560,6°К		$P_4^*$	0,758 кг/см <sup>2</sup>   0,744 дан/см <sup>2</sup>
			$T_4^*$	784,4°К



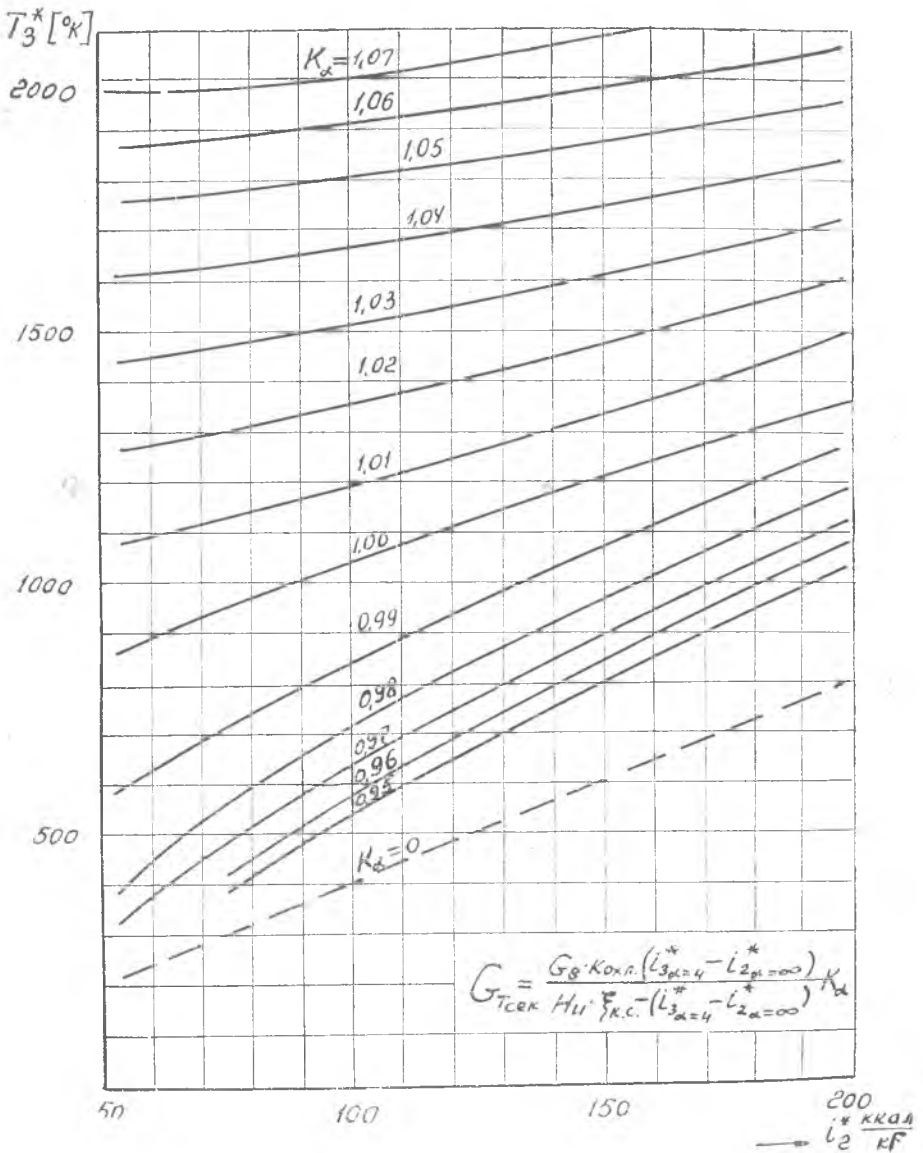
## ПРИЛОЖЕНИЯ

*Приложение 1*

**ТАБЛИЦА СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ**  
(ГОСТ 4401—64 — столбцы 3, 4, 5)

$H$ км	$P_H$ дан./см <sup>2</sup>	$P_H$ кг/см <sup>2</sup>	$T_H$ , °К	$a$ м/сек
—0,5	1,07523	1,09606	291,42	342,20
0	1,01360	1,03323	288,15	340,28
0,5	0,95486	0,97335	284,90	338,36
1,0	0,89907	0,91648	281,65	336,43
1,5	0,84595	0,86233	278,40	334,48
2,0	0,79525	0,81065	275,14	332,52
2,5	0,74719	0,76166	271,89	330,55
3,0	0,70149	0,71508	268,64	328,56
3,5	0,65797	0,67071	265,38	326,56
4,0	0,61677	0,62836	262,13	324,56
4,5	0,57769	0,58888	258,88	322,54
5,0	0,54064	0,55111	255,63	320,51
5,5	0,50552	0,51531	252,38	318,47
6,0	0,47229	0,48144	249,13	316,41
6,5	0,44084	0,44938	245,88	314,34
7,0	0,41112	0,41908	242,63	312,25
7,5	0,38303	0,39045	239,38	310,15
8,0	0,35660	0,36351	236,14	308,05

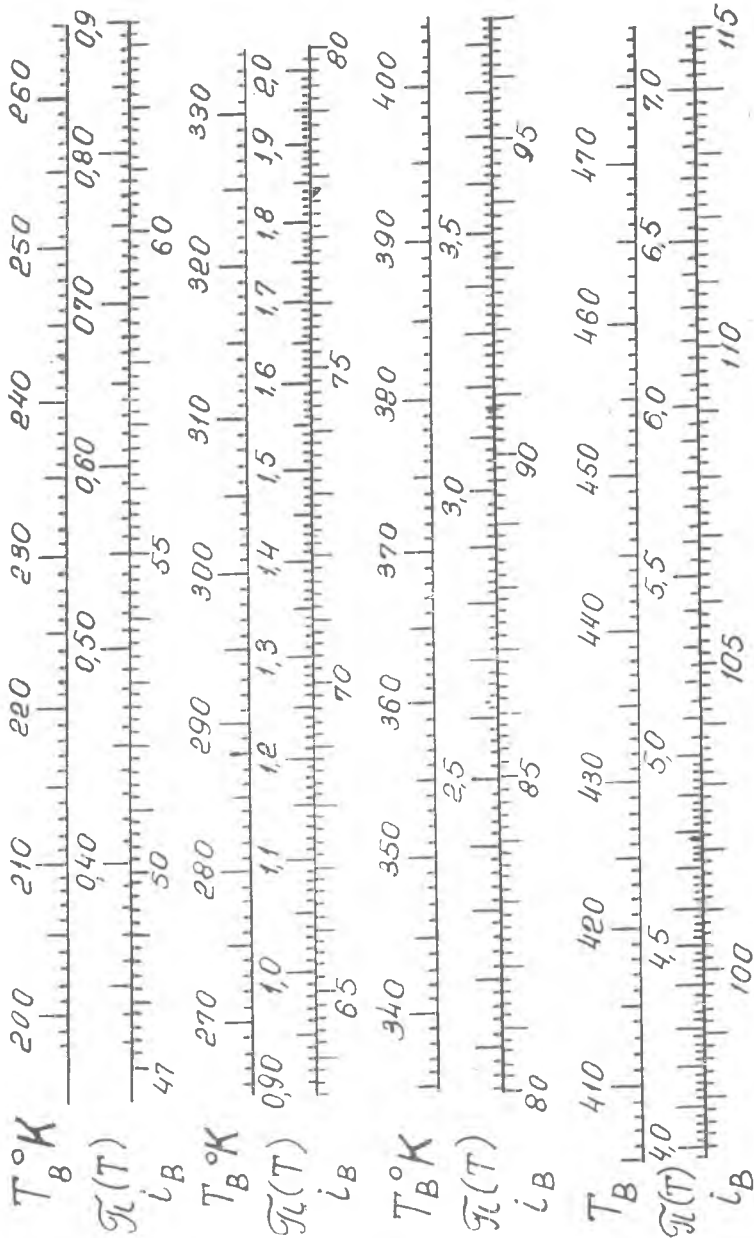
$H$ км	$P_H$ дан/см <sup>2</sup>	$P_H$ кг/см <sup>2</sup>	$T_H$ °К	$a$ м/сек
8,5	0,33159	0,33801	232,89	305,92
9,0	0,30801	0,31398	229,64	303,78
9,5	0,28588	0,29142	226,40	301,63
10,0	0,26500	0,27013	223,15	299,45
10,5	0,24537	0,25012	219,90	297,27
11,0	0,22697	0,23137	216,66	295,07
11,5	0,20984	0,21390	»	»
12	0,19397	0,19773	»	»
12,5	0,17932	0,18279	»	»
13	0,16578	0,16899	»	»
13,5	0,15326	0,15623	»	»
14	0,14168	0,14443	»	»
14,5	0,13099	0,13353	»	»
15	0,12111	0,12346	»	»
15,5	0,11197	0,11414	»	»
16	0,10352	0,10552	»	»
16,5	0,095706	0,09756	»	»
17	0,088486	0,09020	»	»
17,5	0,081815	0,083403	»	»
18	0,075645	0,077110	»	»
18,5	0,069941	0,071296	»	»
19	0,064669	0,065922	»	»
19,5	0,059794	0,060952	»	»
20	0,055288	0,056359	»	»
21	0,047270	0,048186	»	»
22	0,040417	0,041200	»	»
23	0,034559	0,035228	»	»
24	0,029351	0,030123	»	»
25	0,025271	0,025760	»	»
26	0,021631	0,022050	219,40	296,93
27	0,018558	0,018911	222,14	293,78
28	0,015949	0,016258	224,87	300,61
29	0,013730	0,013996	227,61	302,43
30	0,011840	0,012069	230,35	304,25



Поправочный коэффициент ( $K_{\alpha}$ ) для вычисления расхода топлива по значениям энтальпии  $i_3^*$ , соответствующим  $\alpha=4$ .

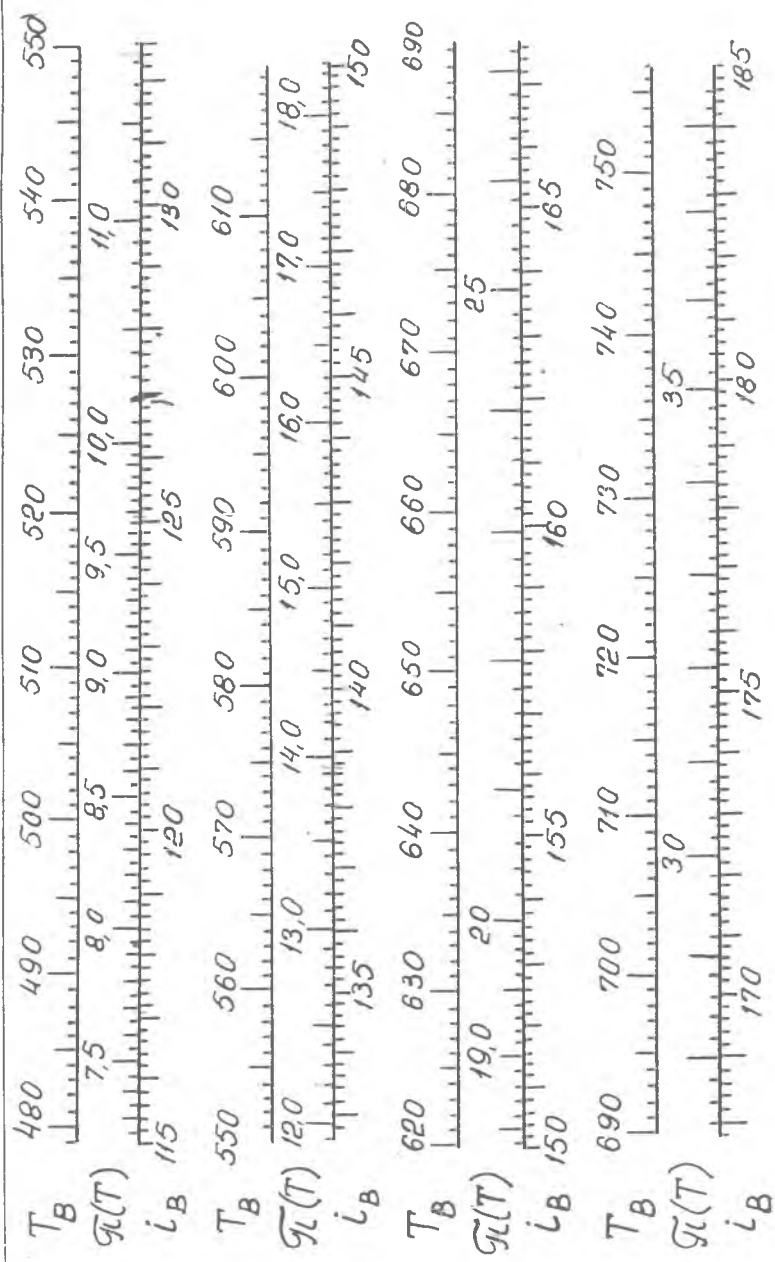
$T_B = 200 \rightarrow 479 \text{ } ^\circ\text{K}$

Диаграмма  $\lambda - l$  для воздуха ( $\alpha = \infty$ )



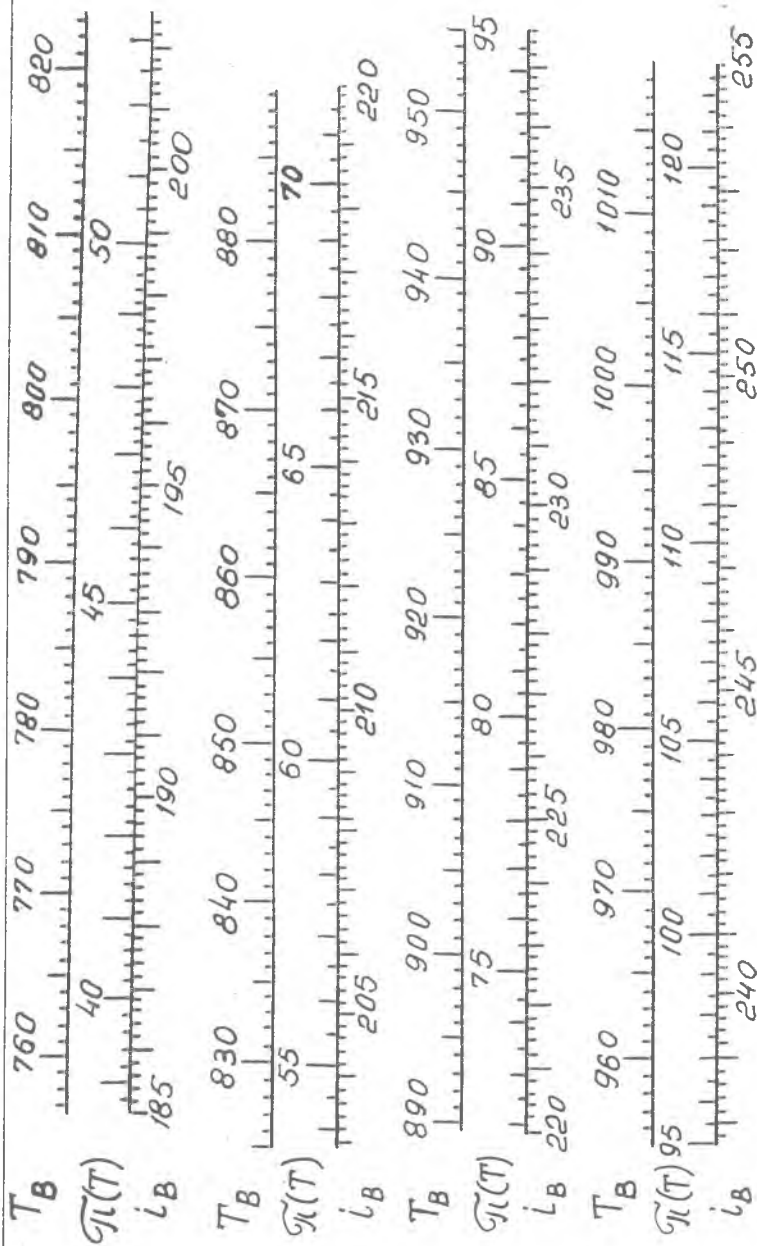
$T_B = 479 - 757\text{ K}$

Диаграмма  $\lambda - i$  для воздуха ( $\alpha = \infty$ )



$T_B = 757 - 1018^\circ K$

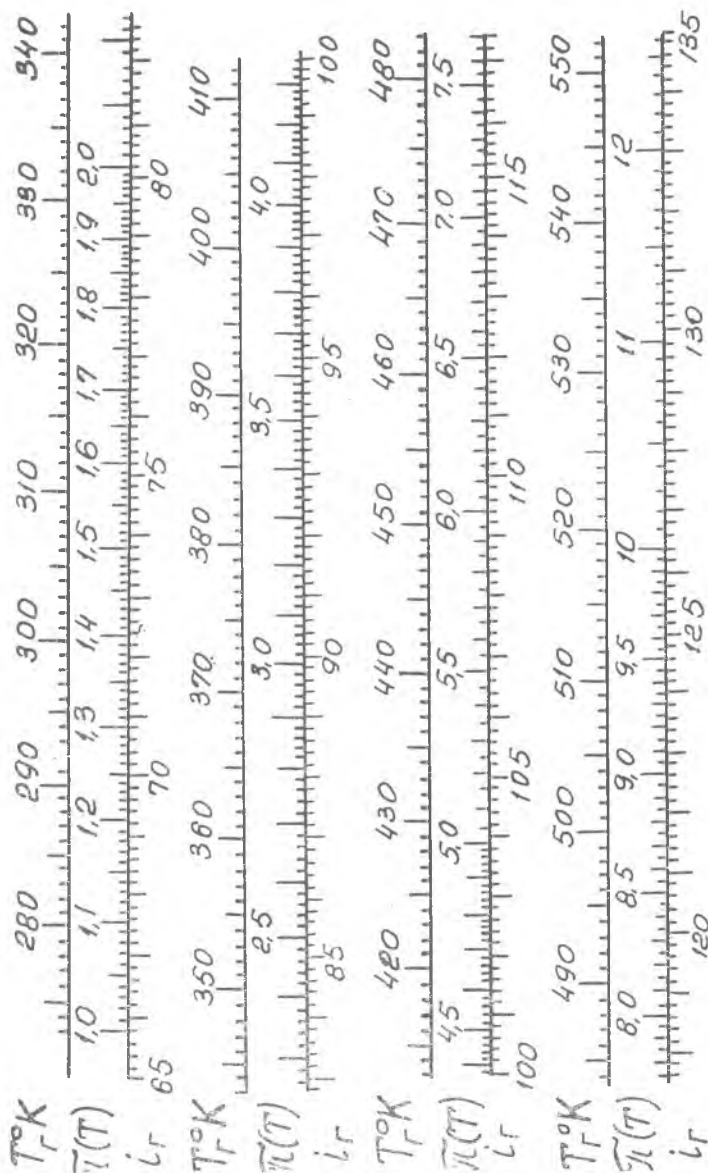
Диаграмма  $\mu-i$  для воздуха ( $\alpha = \infty$ )





$T_r = 273 - 552^\circ K$

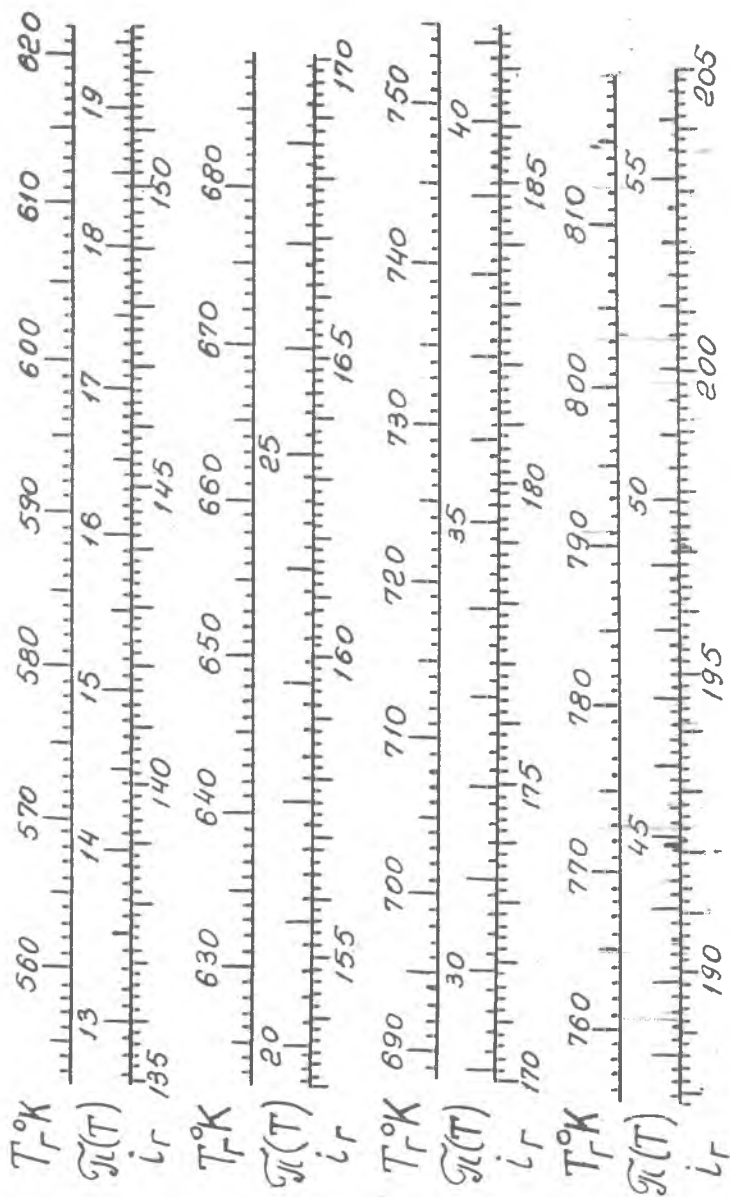
Диаграмма  $\pi - i$  для продуктов сгорания в ГТД ( $\alpha = 4$ )





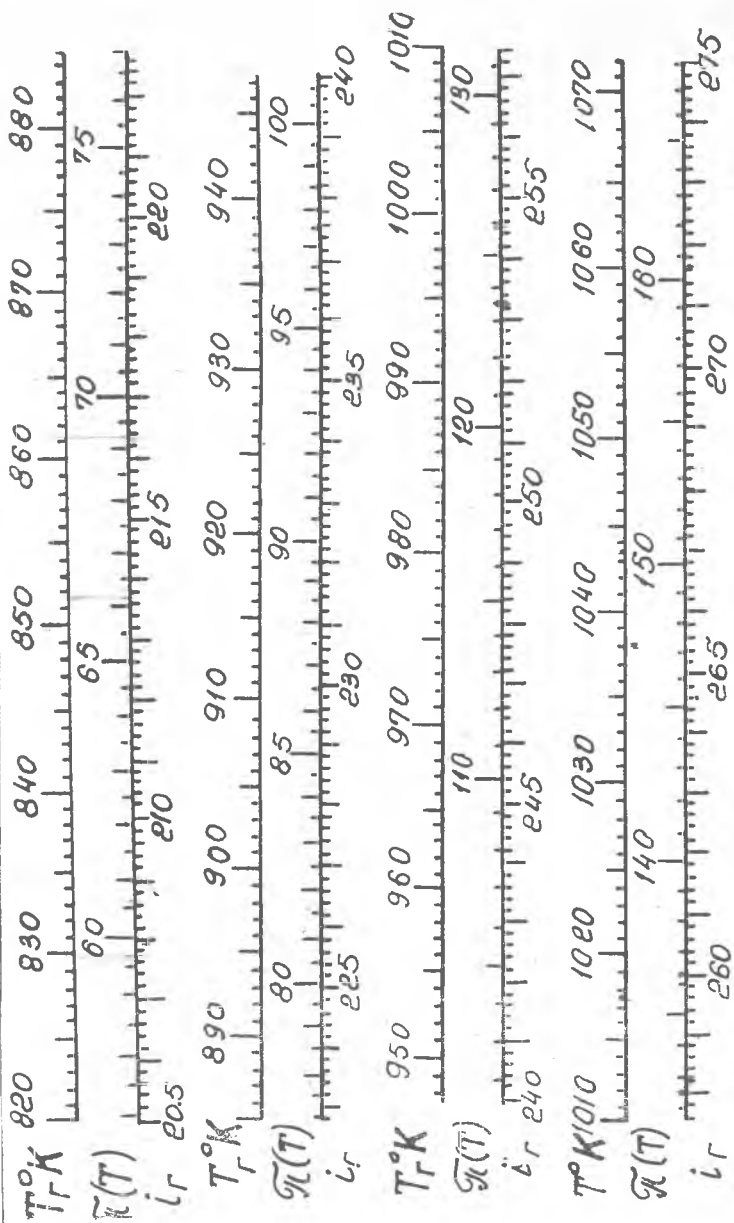
$T_r = 553 - 819^\circ\text{K}$

Диаграмма  $\pi-i$  для продуктов сгорания в ГТД ( $\alpha=4$ )



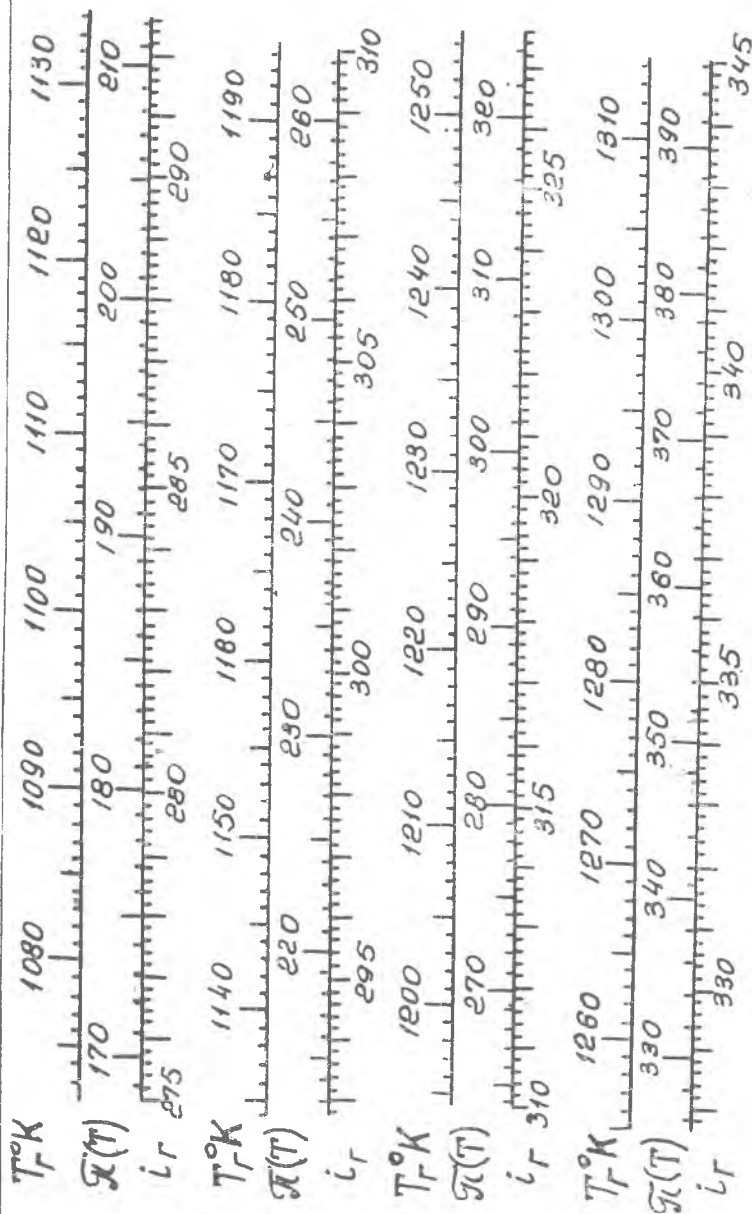
$T_r = 820 - 1072^\circ K$

Диаграмма  $\lambda - i$  для продуктов сгорания в ГТД ( $\alpha = 4$ )



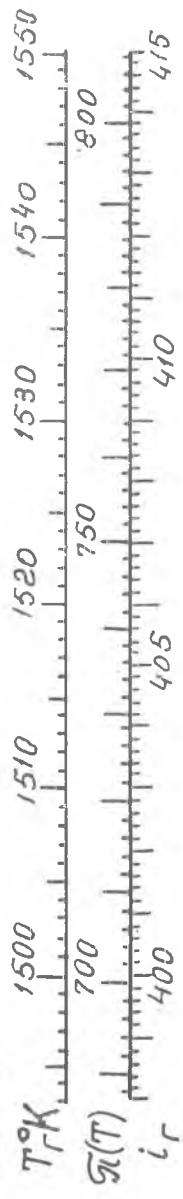
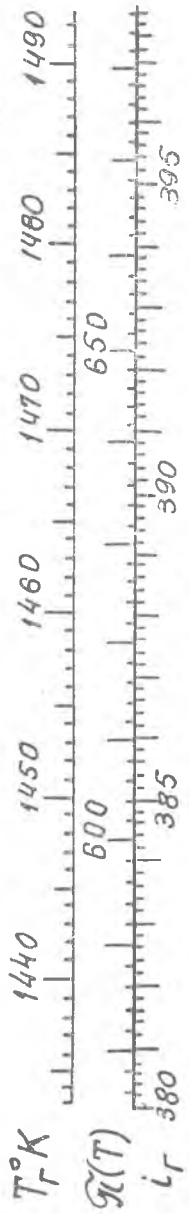
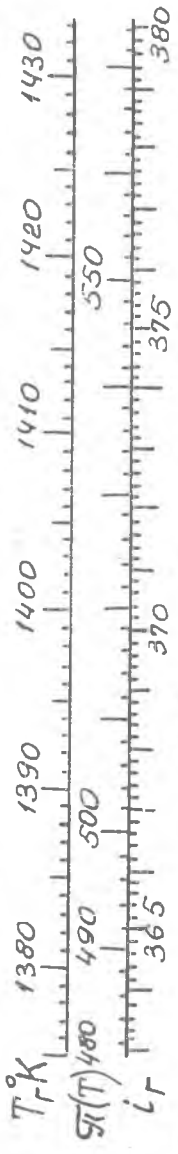
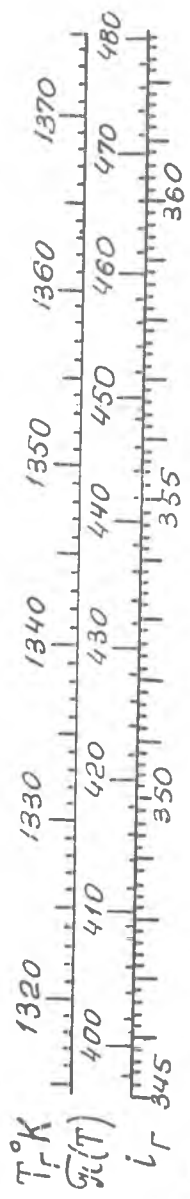
$T_r = 1072 - 1314^\circ\text{K}$

Диаграмма л- $i$  для продуктов сгорания в ГТД ( $\alpha=4$ )



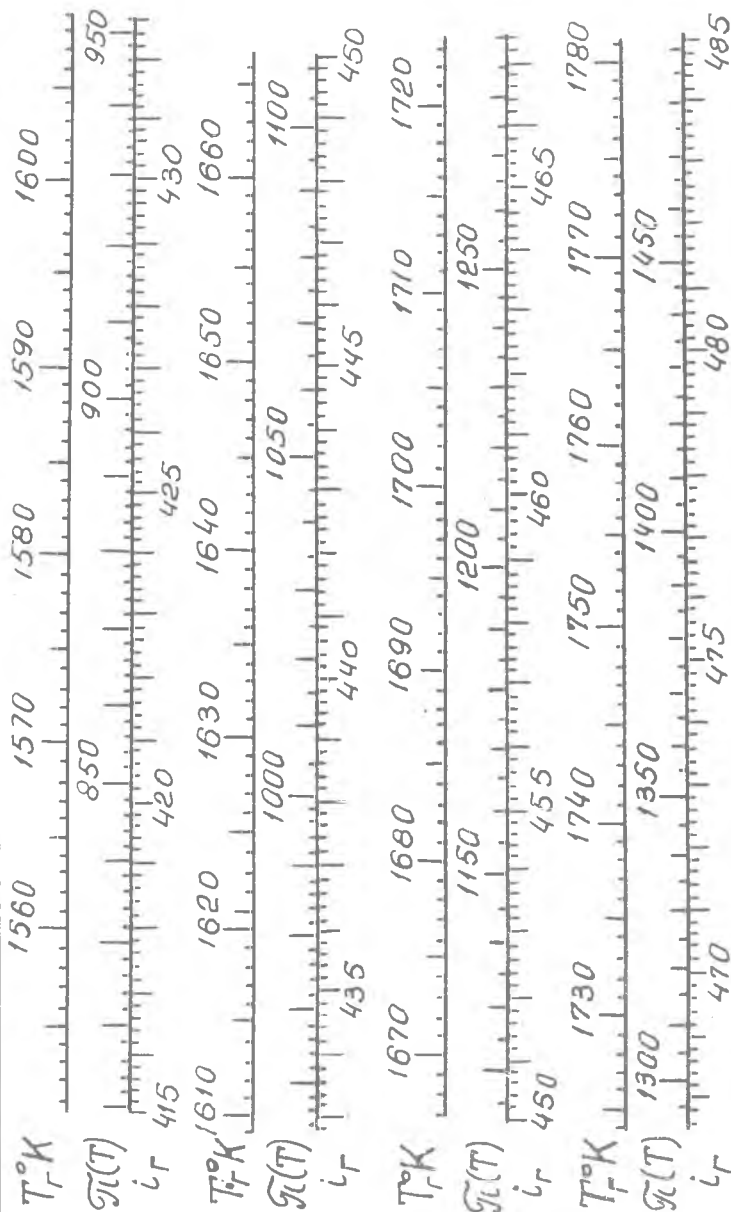
$T_r = 1315 - 1550^\circ K$

Диаграмма л—i для продуктов сгорания в ГТД ( $\alpha=4$ )



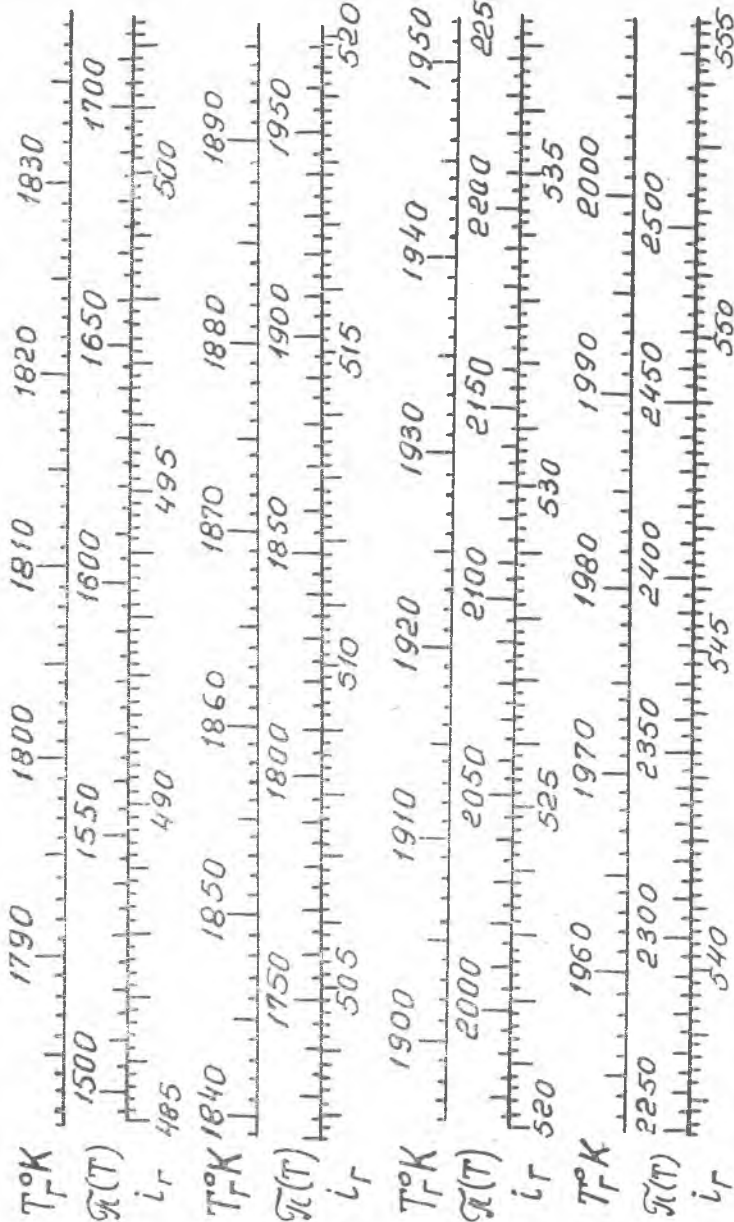
$T_F = 1551 - 1781^\circ K$

Диаграмма  $\lambda - i$  для продуктов сгорания в ГТД ( $\alpha = 4$ )



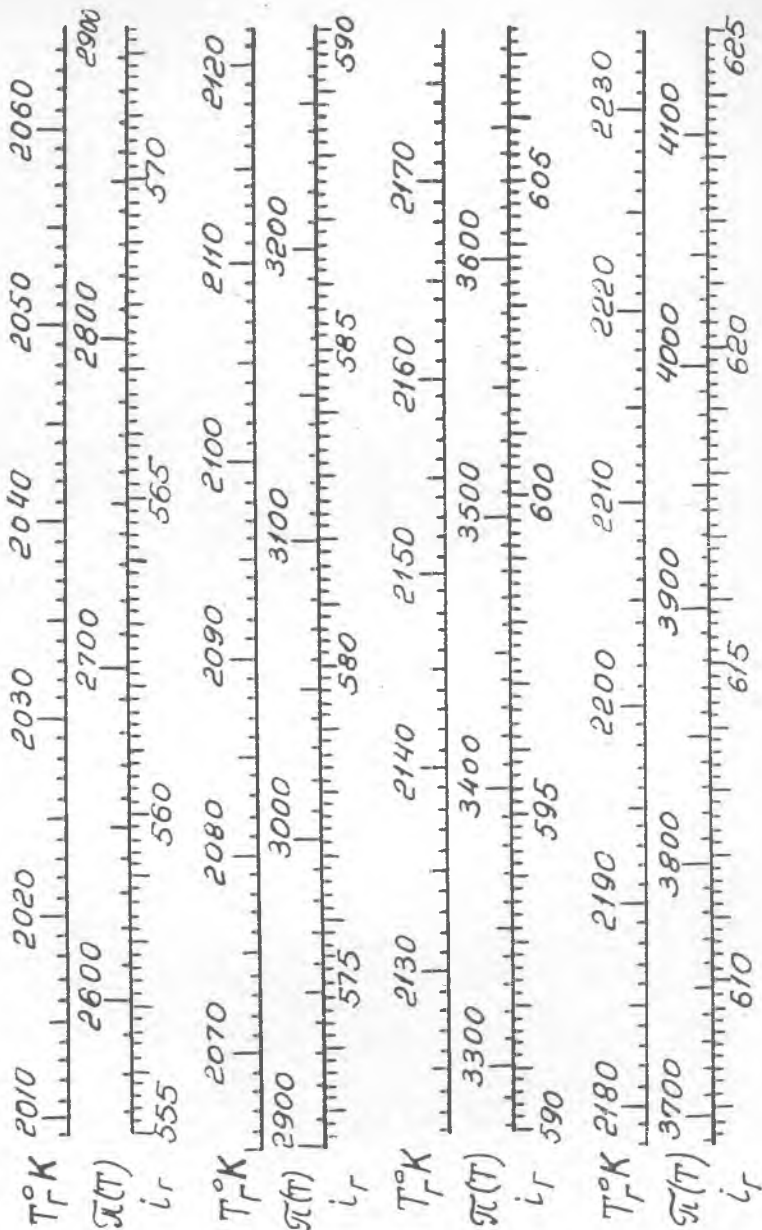
$T_r = 1781 - 2009^{\circ}\text{K}$

Диаграмма л—i для продуктов сгорания в ГТД ( $\alpha=4$ )



$T_r = 2009 - 2234^{\circ}\text{K}$

Диаграмма  $\lambda-i$  для продуктов сгорания в ГТД ( $\alpha=4$ )



## ТАБЛИЦЫ ОСНОВНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ВОЗДУХА

$k = 1,4$

$\lambda$	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,00	1,0000	1,0000	$\infty$	0,0000	1,0000	0,0000
0,01	1,0000	0,9999	50,0050	0,0158	1,0000	0,0091
0,02	0,9999	0,9998	25,0100	0,0315	1,0002	0,0183
0,03	0,9999	0,9995	16,6817	0,0473	1,0006	0,0274
0,04	0,9997	0,9990	12,5200	0,0631	1,0009	0,0365
0,05	0,9996	0,9986	10,0250	0,0788	1,0015	0,0457
0,06	0,9994	0,9979	8,3633	0,0945	1,0021	0,0548
0,07	0,9992	0,9971	7,1779	0,1102	1,0028	0,0639
0,08	0,9989	0,9963	6,2900	0,1259	1,0038	0,0731
0,09	0,9987	0,9953	5,6006	0,1415	1,0047	0,0822
0,10	0,9983	0,9942	5,0500	0,1571	1,0058	0,0914
0,11	0,9980	0,9929	4,6005	0,1726	1,0070	0,1005
0,12	0,9976	0,9916	4,2267	0,1882	1,0083	0,1097
0,13	0,9972	0,9901	3,9112	0,2036	1,0100	0,1190
0,14	0,9967	0,9886	3,6414	0,2190	1,0113	0,1280
0,15	0,9963	0,9870	3,4083	0,2344	1,0129	0,1372
0,16	0,9957	0,9851	3,2050	0,2497	1,0147	0,1460
0,17	0,9952	0,9832	3,0262	0,2649	1,0165	0,1560
0,18	0,9946	0,9812	2,8678	0,2801	1,0185	0,1650
0,19	0,9940	0,9791	2,7266	0,2952	1,0206	0,1740
0,20	0,9933	0,9768	2,6000	0,3102	1,0227	0,1830
0,21	0,9927	0,9745	2,4860	0,3252	1,0250	0,1920
0,22	0,9919	0,9720	2,3827	0,3401	1,0274	0,2020
0,23	0,9912	0,9695	2,2889	0,3549	1,0298	0,2109
0,24	0,9904	0,9668	2,2033	0,3696	1,0315	0,2202
0,25	0,9896	0,9640	2,1250	0,3842	1,0350	0,2290
0,26	0,9887	0,9611	2,0531	0,3987	1,0378	0,2387
0,27	0,9879	0,9581	1,9868	0,4131	1,0406	0,2480
0,28	0,9869	0,9550	1,9257	0,4274	1,0435	0,2573
0,29	0,9860	0,9518	1,8691	0,4416	1,0465	0,2670
0,30	0,9850	0,9485	1,8167	0,4557	1,0496	0,2760
0,31	0,9840	0,9451	1,7679	0,4697	1,0528	0,2850
0,32	0,9829	0,9415	1,7225	0,4835	1,0559	0,2947
0,33	0,9819	0,9379	1,6802	0,4972	1,0593	0,3040
0,34	0,9807	0,9342	1,6406	0,5109	1,0626	0,3134
0,35	0,9796	0,9303	1,6036	0,5243	1,0661	0,3228
0,36	0,9784	0,9265	1,5689	0,5377	1,0696	0,3322
0,37	0,9772	0,9224	1,5364	0,5509	1,0732	0,3417
0,38	0,9759	0,9183	1,5058	0,5640	1,0768	0,3511
0,39	0,9747	0,9141	1,4770	0,5769	1,0805	0,3605



$$k = 1,4$$

$\lambda$	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,40	0,9733	0,9097	1,4500	0,5897	1,0842	0,3701
0,41	0,9720	0,9053	1,4245	0,5024	1,0880	0,3796
0,42	0,9706	0,9008	1,4005	0,6149	1,0918	0,3892
0,43	0,9692	0,8962	1,3778	0,6272	1,0957	0,3987
0,44	0,9677	0,8915	1,3564	0,6394	1,0996	0,4083
0,45	0,9663	0,8868	1,3361	0,6515	1,1036	0,4179
0,46	0,9647	0,8819	1,3170	0,6633	1,1076	0,4275
0,47	0,9632	0,8770	1,2988	0,6750	1,1116	0,4372
0,48	0,9616	0,8719	1,2817	0,6865	1,1156	0,4468
0,49	0,9600	0,8668	1,2154	0,6979	1,1197	0,4565
0,50	0,9583	0,8616	1,2500	0,7091	1,1239	0,4663
0,51	0,9567	0,8563	1,2354	0,7201	1,1279	0,4760
0,52	0,9549	0,8509	1,2215	0,7309	1,1320	0,4858
0,53	0,9532	0,8455	1,2084	0,7416	1,1362	0,4956
0,54	0,9514	0,8400	1,1959	0,7520	1,1403	0,5054
0,55	0,9496	0,8344	1,1841	0,7623	1,1445	0,5152
0,56	0,9477	0,8287	1,1729	0,7724	1,1486	0,5251
0,57	0,9459	0,8230	1,1622	0,7823	1,1528	0,5350
0,58	0,9439	0,8172	1,1521	0,7920	1,1569	0,5450
0,59	0,9420	0,8112	1,1425	0,8015	1,1610	0,5549
0,60	0,9400	0,8053	1,1333	0,8109	1,1651	0,5649
0,61	0,9380	0,7992	1,1247	0,8198	1,1691	0,5750
0,62	0,9359	0,7932	1,1164	0,8288	1,1733	0,5850
0,63	0,9339	0,7870	1,1086	0,8375	1,1772	0,5951
0,64	0,9317	0,7808	1,1012	0,8459	1,1812	0,6053
0,65	0,9296	0,7745	1,0942	0,8543	1,1852	0,6154
0,66	0,9274	0,7681	1,0876	0,8623	1,1891	0,6255
0,67	0,9252	0,7617	1,0813	0,8701	1,1929	0,6359
0,68	0,9229	0,7553	1,0753	0,8778	1,1967	0,6461
0,69	0,9207	0,7488	1,0696	0,8852	1,2005	0,6565
0,70	0,9183	0,7422	1,0643	0,8924	1,2042	0,6668
0,71	0,9160	0,7356	1,0592	0,8993	1,2078	0,6772
0,72	0,9136	0,7289	1,0544	0,9061	1,2114	0,6876
0,73	0,9112	0,7221	1,0499	0,9126	1,2148	0,6981
0,74	0,9087	0,7154	1,0457	0,9189	1,2183	0,7086
0,75	0,9063	0,7086	1,0417	0,9250	1,2216	0,7192
0,76	0,9037	0,7017	1,0379	0,9308	1,2249	0,7298
0,77	0,9012	0,6948	1,0344	0,9364	1,2280	0,7404
0,78	0,8986	0,6878	1,0310	0,9418	1,2311	0,7511
0,79	0,8960	0,6809	1,0279	0,9469	1,2341	0,7619
0,80	0,8933	0,6738	1,0250	0,9518	1,2370	0,7727
0,81	0,8907	0,6668	1,0223	0,9565	1,2398	0,7835
0,82	0,8879	0,6597	1,0198	0,9610	1,2425	0,7944
0,83	0,8852	0,6526	1,0174	0,9652	1,2451	0,8053
0,84	0,8824	0,6454	1,0152	0,9691	1,2475	0,8163

$k = 1,4$ 

$\lambda$	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	$M$
0,85	0,8796	0,6382	1,0132	0,9729	1,2498	0,8274
0,86	0,8767	0,6310	1,0114	0,9764	1,2520	0,8384
0,87	0,8739	0,6238	1,0097	0,9796	1,2541	0,8496
0,88	0,8709	0,6165	1,0082	0,9826	1,2560	0,8608
0,89	0,8680	0,6092	1,0068	0,9854	1,2579	0,8721
0,90	0,8650	0,6019	1,0056	0,9879	1,2595	0,8833
0,91	0,8620	0,5946	1,0044	0,9902	1,2611	0,8947
0,92	0,8589	0,5873	1,0035	0,9923	1,2625	0,9062
0,93	0,8559	0,5800	1,0026	0,9941	1,2637	0,9177
0,94	0,8527	0,5726	1,0019	0,9957	1,2648	0,9292
0,95	0,8496	0,5653	1,0013	0,9970	1,2658	0,9409
0,96	0,8464	0,5579	1,0008	0,9981	1,2666	0,9526
0,97	0,8432	0,5505	1,0005	0,9989	1,2671	0,9644
0,98	0,8399	0,5431	1,0002	0,9993	1,2676	0,9761
0,99	0,8367	0,5357	1,0000	0,9999	1,2678	0,9880
1,00	0,8333	0,5283	1,0000	1,0000	1,2679	1,0000
1,01	0,8300	0,5209	1,0000	0,9999	1,2678	1,0120
1,02	0,8266	0,5135	1,0002	0,9995	1,2675	1,0241
1,03	0,8232	0,5061	1,0004	0,9993	1,2671	1,0363
1,04	0,8197	0,4987	1,0008	0,9980	1,2664	1,0486
1,05	0,8163	0,4913	1,0012	0,9969	1,2655	1,0609
1,06	0,8127	0,4840	1,0017	0,9957	1,2646	1,0733
1,07	0,8092	0,4766	1,0023	0,9941	1,2633	1,0858
1,08	0,8056	0,4693	1,0030	0,9924	1,2620	1,0985
1,09	0,8020	0,4619	1,0037	0,9903	1,2602	1,1111
1,10	0,7983	0,4546	1,0046	0,9880	1,2584	1,1239
1,11	0,7947	0,4473	1,0054	0,9856	1,2564	1,1367
1,12	0,7909	0,4400	1,0064	0,9829	1,2543	1,1496
1,13	0,7872	0,4328	1,0075	0,9800	1,2519	1,1627
1,14	0,7834	0,4255	1,0086	0,9768	1,2491	1,1758
1,15	0,7796	0,4184	1,0098	0,9735	1,2463	1,1890
1,16	0,7757	0,4111	1,0110	0,9698	1,2432	1,2023
1,17	0,7719	0,4040	1,0124	0,9659	1,2398	1,2157
1,18	0,7679	0,3969	1,0137	0,9620	1,2364	1,2292
1,19	0,7640	3,3898	1,0152	0,9577	1,2326	1,2428
1,20	0,7600	0,3827	1,0167	0,9531	1,2286	1,2566

ТАБЛИЦЫ ОСНОВНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ФУНКЦИЙ  
ДЛЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ $(k = 1,33)$ 

$\lambda$	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,00	1,0000	1,0000	$\infty$	0,0000	1,0000	0,0000
0,01	1,0000	0,9999	50,0050	0,0159	1,0000	0,0093
0,02	0,9999	0,9998	25,0100	0,0318	1,0003	0,0185
0,03	0,9999	0,9995	16,6817	0,0476	1,0006	0,0278
0,04	0,9998	0,9991	12,5200	0,0635	1,0009	0,0371
0,05	0,9997	0,9986	10,0250	0,0793	1,0015	0,0463
0,06	0,9995	0,9980	8,3633	0,0952	1,0021	0,0556
0,07	0,9993	0,9972	7,1779	0,1110	1,0028	0,0649
0,08	0,9991	0,9964	6,2900	0,1267	1,0037	0,0742
0,09	0,9989	0,9954	5,6006	0,1425	1,0046	0,0834
0,10	0,9986	0,9944	5,0500	0,1582	1,0057	0,0927
0,11	0,9983	0,9932	4,6005	0,1738	1,0069	0,1020
0,12	0,9980	0,9918	4,2267	0,1894	1,0081	0,1113
0,13	0,9976	0,9904	3,9112	0,2052	1,0096	0,1206
0,14	0,9972	0,9889	3,6414	0,2205	1,0111	0,1299
0,15	0,9968	0,9872	3,4083	0,2360	1,0126	0,1392
0,16	0,9964	0,9854	3,2050	0,2514	1,0143	0,1485
0,17	0,9959	0,9836	3,0262	0,2667	1,0162	0,1578
0,18	0,9954	0,9816	2,8678	0,2820	1,0181	0,1672
0,19	0,9949	0,9796	2,7266	0,2972	1,0202	0,1765
0,20	0,9943	0,9774	2,6000	0,3123	1,0223	0,1858
0,21	0,9938	0,9751	2,4860	0,3273	1,0245	0,1952
0,22	0,9932	0,9728	2,3827	0,3423	1,0269	0,2045
0,23	0,9925	0,9702	2,2889	0,3571	1,0292	0,2139
0,24	0,9918	0,9675	2,2033	0,3719	1,0317	0,2233
0,25	0,9912	0,9648	2,1250	0,3866	1,0343	0,2327
0,26	0,9904	0,9619	2,0531	0,4011	1,0369	0,2420
0,27	0,9897	0,9590	1,9868	0,4156	1,0396	0,2515
0,28	0,9889	0,9560	1,9257	0,4300	1,0425	0,2609
0,29	0,9881	0,9529	1,8691	0,4443	1,0455	0,2703
0,30	0,9873	0,9496	1,8167	0,4584	1,0485	0,2797
0,31	0,9864	0,9463	1,7679	0,4724	1,0516	0,2892
0,32	0,9855	0,9428	1,7225	0,4863	1,0547	0,2986
0,33	0,9846	0,9393	1,6802	0,5001	1,0579	0,3081
0,34	0,9836	0,9356	1,6406	0,5137	1,0612	0,3176
0,35	0,9827	0,9319	1,6036	0,5273	1,0645	0,3271
0,36	0,9817	0,9281	1,5689	0,5407	1,0680	0,3366
0,37	0,9806	0,9241	1,5364	0,5539	1,0714	0,3462
0,38	0,9796	0,9201	1,5058	0,5670	1,0750	0,3557
0,39	0,9785	0,9159	1,4770	0,5799	1,0785	0,3653

$\lambda$	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,40	0,9773	0,9118	1,4500	0,5928	1,0822	0,3749
0,41	0,9762	0,9075	1,4245	0,6055	1,0859	0,3845
0,42	0,9750	0,9030	1,4005	0,6179	1,0896	0,3941
0,43	0,9738	0,8985	1,3778	0,6303	1,0933	0,4037
0,44	0,9726	0,8940	1,3564	0,6425	1,0972	0,4134
0,45	0,9713	0,8893	1,3361	0,6545	1,1010	0,4230
0,46	0,9700	0,8850	1,3170	0,6666	1,1053	0,4305
0,47	0,9687	0,8797	1,2988	0,6780	1,1088	0,4424
0,48	0,9674	0,8749	1,2817	0,6896	1,1128	0,4522
0,49	0,9660	0,8699	1,2654	0,7009	1,1167	0,4619
0,50	0,9646	0,8648	1,2590	0,7121	1,1207	0,4717
0,51	0,9632	0,8596	1,2354	0,7230	1,1246	0,4815
0,52	0,9617	0,8544	1,2215	0,7339	1,1287	0,4913
0,53	0,9602	0,8491	1,2084	0,7445	1,1327	0,5011
0,54	0,9587	0,8436	1,1959	0,7548	1,1365	0,5110
0,55	0,9572	0,8382	1,1841	0,7651	1,1406	0,5208
0,56	0,9556	0,8327	1,1729	0,7752	1,1447	0,5308
0,57	0,9540	0,8271	1,1622	0,7850	1,1487	0,5407
0,58	0,9524	0,8214	1,1521	0,7946	1,1526	0,5506
0,59	0,9507	0,8156	1,1425	0,8040	1,1565	0,5606
0,60	0,9490	0,8098	1,1333	0,8133	1,1605	0,5706
0,61	0,9473	0,8040	1,1247	0,8224	1,1645	0,5807
0,62	0,9456	0,7980	1,1164	0,8312	1,1684	0,5907
0,63	0,9438	0,7921	1,1086	0,8399	1,1724	0,6008
0,64	0,9420	0,7860	1,1012	0,8483	1,1762	0,6109
0,65	0,9402	0,7798	1,0942	0,8564	1,1799	0,6211
0,66	0,9383	0,7737	1,0876	0,8645	1,1838	0,6313
0,67	0,9364	0,7674	1,0813	0,8722	1,1874	0,6415
0,68	0,9345	0,7612	1,0753	0,8798	1,1911	0,6517
0,69	0,9326	0,7548	1,0696	0,8871	1,1947	0,6620
0,70	0,9306	0,7483	1,0643	0,8941	1,1981	0,6723
0,71	0,9286	0,7419	1,0592	0,9011	1,2017	0,6826
0,72	0,9266	0,7354	1,0544	0,9077	1,2051	0,6930
0,73	0,9245	0,7289	1,0499	0,9143	1,2086	0,7034
0,74	0,9224	0,7223	1,0457	0,9204	1,2118	0,7139
0,75	0,9203	0,7157	1,0417	0,9265	1,2151	0,7243
0,76	0,9182	0,7090	1,0379	0,9322	1,2182	0,7348
0,77	0,9160	0,7023	1,0344	0,9377	1,2212	0,7454
0,78	0,9138	0,6955	1,0310	0,9430	1,2241	0,7561
0,79	0,9116	0,6887	1,0279	0,9481	1,2270	0,7666
0,80	0,9094	0,6819	1,0250	0,9529	1,2298	0,7772
0,81	0,9071	0,6750	1,0233	0,9575	1,2324	0,7880
0,82	0,9048	0,6681	1,0198	0,9618	1,2349	0,7987
0,83	0,9024	0,6612	1,0174	0,9660	1,2374	0,8095
0,84	0,9001	0,6542	1,0152	0,9698	1,2397	0,8203

$k = 1,33$ 

$\lambda$	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,85	0,8977	0,6472	1,0132	0,9735	1,2419	0,8312
0,86	0,8953	0,6402	1,0114	0,9769	1,2440	0,8421
0,87	0,8928	0,6332	1,0097	0,9802	1,2461	0,8531
0,88	0,8903	0,6261	1,0082	0,9830	1,2478	0,8641
0,89	0,8878	0,6191	1,0068	0,9859	1,2497	0,8751
0,90	0,8853	0,6120	1,0056	0,9883	1,2512	0,8862
0,91	0,8827	0,6048	1,0044	0,9904	1,2525	0,8974
0,92	0,8801	0,5977	1,1035	0,9925	1,2539	0,9086
0,93	0,8775	0,5906	1,0026	0,9943	1,2552	0,9198
0,94	0,8749	0,5834	1,0019	0,9957	1,2561	0,9311
0,95	0,8722	0,5763	1,0013	0,9972	1,2571	0,9424
0,96	0,8695	0,5691	1,0008	0,9981	1,2577	0,9538
0,97	0,8667	0,5619	1,0005	0,9989	1,2583	0,9653
0,98	0,8640	0,5547	1,0002	0,9995	1,2586	0,9768
0,99	0,8612	0,5476	1,0000	1,0000	1,2591	0,9884
1,00	0,8584	0,5404	1,0000	1,0000	1,2591	1,0000
1,01	0,8555	0,5332	1,0000	1,0000	1,2590	1,0117
1,02	0,8527	0,5260	1,0002	1,9995	1,2587	1,0234
1,03	0,8497	0,5188	1,0004	0,9989	1,2583	1,0352
1,04	0,8468	0,5116	1,0003	0,9981	1,2576	1,0471
1,05	0,8439	0,5045	1,0012	0,9972	1,2570	1,0590
1,06	0,8409	0,4973	1,0017	0,9958	1,2559	1,0710
1,07	0,8379	0,4902	1,0023	0,9944	1,2548	1,0830
1,08	0,8345	0,4830	1,0030	0,9926	1,2534	1,0951
1,09	0,8317	0,4759	1,0037	0,9907	1,2520	1,1073
1,10	0,8286	0,4688	1,0046	0,9886	1,2503	1,1196
1,11	0,8255	0,4617	1,0054	0,9862	1,2484	1,1319
1,12	0,8223	0,4546	1,0064	0,9835	1,2463	1,1448
1,13	0,8192	0,4475	1,0075	0,9806	1,2439	1,1567
1,14	0,8159	0,4405	1,0086	0,9777	1,2415	1,1693
1,15	0,8127	0,4335	1,0098	0,9744	1,2388	1,1819
1,16	0,8094	0,4265	1,0110	0,9709	1,2359	1,1946
1,17	0,8061	0,4196	1,0124	0,9674	1,2330	1,2073
1,18	0,8028	0,4126	1,0134	0,9634	1,2296	1,2202
1,19	0,7994	0,4057	1,0152	0,9593	1,2261	1,2331
1,20	0,7961	0,3986	1,0167	0,9545	1,2218	1,2461

Таблицы к оценочному расчету процессов сжатия и расширения

$\pi$	$k=1,4$	$k=1,33$	$\pi$	$k=1,4$	$k=1,33$
	$e=\pi \frac{k-1}{k}$	$1-\frac{1}{e}$		$e=\pi \frac{k-1}{k}$	$1-\frac{1}{e}$
1,00	1,000	0,00000	2,55	1,306	0,2086
1,05	1,014	0,01213			
1,10	1,028	0,02355			
1,15	1,041	0,03433			
1,20	1,054	0,04456			
1,25	1,066	0,05426			
1,30	1,078	0,06348	2,80	1,242	0,2269
1,35	1,090	0,07226	2,85	1,349	0,2303
1,40	1,101	0,08067	2,90	1,355	0,2337
1,45	1,112	0,08871	2,95	1,362	0,2370
1,50	1,123	0,09639	3,00	1,369	0,2402
1,55	1,133	0,1038	3,05	1,375	0,2433
1,60	1,144	0,1109			
1,65	1,154	0,1177			
1,70	1,164	0,1243			
1,75	1,174	0,1306			
1,80	1,183	0,1366			
1,85	1,192	0,1426	3,30	1,406	0,2580
1,90	1,201	0,1482	3,35	1,413	0,2609
1,95	1,210	0,1538	3,40	1,419	0,2635
2,00	1,219	0,1591	3,45	1,424	0,2664
2,05	1,227	0,1643	3,50	1,430	0,2689
2,10	1,236	0,1693			
2,15	1,245	0,1742			
2,20	1,252	0,1789			
2,25	1,261	0,1835			
2,30	1,269	0,1880			
2,35	1,276	0,1924	3,80	1,464	0,2837
2,40	1,284	0,1936	3,85	1,470	0,2862
2,45	1,292	0,2007	3,90	1,475	0,2885
2,50	1,299	0,2047	3,95	1,48	0,2906
			4,00	1,486	0,2929

Приложение 5 (продолж.)

$\pi$	$k=1,4$	$k=1,33$	$\pi$	$k=1,4$	$k=1,33$
	$e = \pi \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{c}$		$e = \pi \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{c}$
4,50	1,537	0,3132	15,50	2,190	0,4959
5,00	1,585	0,3311	16,00	2,210	0,5000
5,50	1,628	0,3469	16,50	2,231	0,5937
6,00	1,670	0,3610	17,00	2,249	0,5074
6,50	1,709	0,3734	17,50	2,268	0,5110
7,00	1,745	0,3854			
7,50	1,780	0,3958	18,00	2,287	0,5146
8,00	1,813	0,4054	18,50	2,303	0,5179
8,50	1,845	0,4141	19,00	2,321	0,5208
9,00	1,876	0,4229	19,50	2,339	0,5240
9,50	1,905	0,4302	20,00	2,356	0,5269
			20,50	2,371	0,5298
10,00	1,932	0,4376	21,00	2,389	0,5327
10,50	1,961	0,4448	21,50	2,404	0,5355
11,00	1,986	0,4508	22,00	2,420	0,5382
11,50	2,011	0,4567	22,50	2,436	0,5409
12,00	2,035	0,4630	23,00	2,451	0,5433
12,50	2,060	0,4678	23,50	2,466	0,5459
13,00	2,082	0,4734	24,00	2,481	0,5484
13,50	2,106	0,4783	24,50	2,495	0,5505
14,00	2,127	0,4832	25,00	2,510	0,5528
14,50	2,150	0,4874	27,00	2,570	0,5616
15,00	2,170	0,4918	30,00	2,665	0,5730

Таблица

коэффициентов для пересчета основных данных ГТД из системы единиц МКГСС в международную систему СИ

Наименование величин	Условное обозначение	Размерность		Множитель для пересчета из системы МКГСС в систему СИ
		МКГСС	СИ	
Тяга	$R$	кГ	дан	0,981
Давление	$P$	кГ/см <sup>2</sup>	дан/см <sup>2</sup>	0,981
Уд. расход топлива	$C_R$	$\frac{\text{кГ}}{\text{кГ} \cdot \text{час}}$	$\frac{\text{кг}}{\text{дан} \cdot \text{час}}$	1,02
Мощность	$N$	л. с.	квт	0,7355
Уд. расход топлива	$C_N, C_e$	кГ/л. с. ч.	кг/квт	1,39
Температурный перепад в турбине, компрессоре, энтальпия и т. п.	$H_k, H_t, i, H_u$	ккал/кГ	кдж/кг	4,187
Газовые постоянные	$R_v, R_\Gamma$	$\frac{\text{кГм}}{\text{кГ} \cdot \text{град}}$	$\frac{\text{дж}}{\text{кг} \cdot \text{град}}$	9,81

## Примечания:

- 1 дан («деканьютон») = 10 н («ньютон»).
2. Перевод весовой плотности —  $\gamma$  (МКГСС) в массовую —  $\rho$  (СИ), а также весового расхода  $G$  (МКГСС) в массовый (СИ) не требует изменения численного значения.
3. Остальные величины при термодинамическом расчете в системе СИ или МКГСС остаются без изменений.



## ЛИТЕРАТУРА

1. Б. С. Стечкин, П. К. Казанджан, Л. П. Алексеев, А. И. Говоров, Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. Теория реактивных двигателей. Оборонгиз, ч. I, 1956 г., ч. II, 1958 г.
2. А. Л. Клячкин. Теория двухконтурных воздушно-реактивных двигателей, Рига, 1959.
3. К. В. Холщевников. Некоторые вопросы теории и расчета ТРД. Оборонгиз, 1960.
4. К. В. Холщевников. Согласование параметров компрессора и турбины в авиационных газотурбинных двигателях. Машиностроение, 1965.
5. Н. И. Марков, В. И. Бакулев. Расчет высотно-скоростных характеристик ТРД. Оборонгиз, 1960.
6. А. Я. Черкез. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. Машиностроение, 1965 г.
7. У. Р. Хаугорн, У. Т. Олсон (ред.). Основы проектирования и характеристики ГТД, О. Е. Ланкастер (ред.). Реактивные двигатели, тома XI, XII серии «Аэродинамика больших скоростей и реактивная техника».
8. Е. Д. Стенькин. Оптимальное соотношение полных давлений в камере смешения двухконтурного ТРД. Известия ВУЗ. «Авиатехника» № 1. 1963.
9. И. И. Кулагин. Основы теории авиационных газотурбинных двигателей. Воениздат. 1967.
10. T. H. Frost. Practical Bypass Mixing Systems for Fan jet Engines. The Aeronautical Quarterly, p 2, V. XVII, may 1966.
11. В. Г. Маслов. Теоретический анализ эффективности процесса смешения в затурбинном тракте двухконтурных ТРД. «Вопросы теории ВРД» (труды научно-технической конференции). КуАИ, 1967.  
«К вопросу о влиянии полноты смешения выхлопных потоков на тягу ТРДД». Сборник научных трудов КуАИ, выпуск 45, 1970 г.
12. З. Р. Гуревич. Расчет основных параметров турбокомпрессоров авиационных ГТД. КуАИ, 1968.
13. В. М. Дорофеев. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей с помощью диаграмм  $p-i$ -функций, КуАИ, 1968.
14. Е. Д. Стенькин. Оптимальное расширение в реактивном сопле. ИВУЗ, «Авиатехника» № 1, 1968.
15. А. А. Диментова, Ф. С. Рекстин, В. А. Рябов. Таблицы газодинамических функций, Машиностроение, 1966.
16. Журналы: Aeroplane, Aviation Week, Aircraft Engineering, Interavia, Flight, Flying Review, Aviation Magazine, Air et Cosmos, Luftfahrttechnik, Flugwelt и др. за 1958—68 гг..
17. Справочники института им. Баранова «Иностранные авиационные двигатели», 1958—1967.
18. P. H. Wilkinson. Aircraft Engines of the World, USA, 1959—67.
19. John. W. R. Taylor. Jane's all the World's Aircraft. England, 1958—68.

## Содержание

Предисловие . . . . .	3
Условные обозначения . . . . .	5
Введение . . . . .	8
<b>ГЛАВА 1. Выбор к. п. д. и коэффициентов потерь в элементах газоз- воздушного тракта ГТД . . . . .</b>	<b>11</b>
§ 1.1. Входной канал . . . . .	11
§ 1.2. Компрессор . . . . .	13
§ 1.3. Камера сгорания . . . . .	19
§ 1.4. Турбина . . . . .	21
§ 1.5. Выходное сопло . . . . .	31
<b>ГЛАВА 2. О выборе и оценке расчетных режимов авиационных ГТД . . . . .</b>	<b>36</b>
<b>ГЛАВА 3. Выбор параметров и термодинамический расчет тур- бореактивных двигателей . . . . .</b>	<b>44</b>
§ 3.1. Предварительная оценка и выбор основных параметров проектируемого ТРД . . . . .	48
§ 3.2. Исходный термодинамический расчет ТРД в условиях полета . . . . .	52
§ 3.3. Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТРД . . . . .	55
§ 3.4. Термодинамический расчет ТРД на взлетном режиме . . . . .	57
§ 3.5. Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора ТРД . . . . .	61
<b>ГЛАВА 4. Выбор параметров и термодинамический расчет двух- контурных ТРД с раздельным выхлопом из контуров . . . . .</b>	<b>62</b>
§ 4.1. Предварительная оценка и выбор основных параметров проектируемого ТРДД . . . . .	64
§ 4.2. Исходный термодинамический расчет ТРДД в условиях полета . . . . .	74

§ 4.3. Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТРДД	79
§ 4.4. Термодинамический расчет ТРДД на взлетном режиме	82
§ 4.5. Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора ТРДД	86
<b>ГЛАВА 5. Выбор параметров и термодинамический расчет двухконтурных ТРДД со смешением выхлопных потоков</b>	88
<b>ГЛАВА 6. Выбор параметров и термодинамический расчет ТРД с форсажной камерой</b>	96
§ 6.1. Предварительная оценка и выбор основных параметров проектируемого ТРДФ	98
§ 6.2. Исходный термодинамический расчет ТРДФ в условиях полета	106
§ 6.3. Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТРДФ	115
§ 6.4. Термодинамический расчет ТРДФ на взлетном режиме	117
§ 6.5. Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора ТРДФ	123
<b>ГЛАВА 7. Выбор параметров и термодинамический расчет турбовинтовых двигателей</b>	124
§ 7.1. Предварительная оценка и выбор основных параметров проектируемого ТВД	132
§ 7.2. Исходный термодинамический расчет ТВД в условиях полета	138
§ 7.3. Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТВД	142
§ 7.4. Термодинамический расчет ТВД на взлетном режиме	144
§ 7.5. Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора ТВД	148
<b>ГЛАВА 8. Выбор параметров и термодинамический расчет турбовальных двигателей</b>	149
§ 8.1. Предварительная оценка и выбор основных параметров ТВд для вертолета	153
§ 8.2. Исходный термодинамический расчет вертолетного ТВд в условиях полета	158
§ 8.3. Предварительная оценка исходных данных к расчету взлетного режима проектируемого ТВд	161
§ 8.4. Термодинамический расчет вертолетного ТВд на взлетном режиме	164
§ 8.5. Определение исходных параметров для газодинамического расчета турбокомпрессора вертолетного ТВд	167
Приложения	169
Литература	193

*Валентин Григорьевич Маслов*  
**Выбор параметров и термодинамический расчет  
авиационных ГТД**

Учебно-методическое пособие

Редакторы И. С. Колышева, А. И. Кондратьева  
Технический редактор Н. М. Каленюк  
Корректор Е. П. Михайлова

Подписано в печать 13/VII 1970 г. ЕО00253. Формат бумаги  $60 \times 90^{1/16}$ .  
Объем 12,25 печ. л. Тираж 1200 экз. Цена 1 р. 20 к.

Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева.  
г. Куйбышев, Молодогвардейская, 151.

Тип. изд-ва «Волжская коммуна», г. Куйбышев, проспект Карла Маркса, 201.  
Заказ № 4709.

## Замеченные опечатки

Страница	Строка	Напечатано	Следует читать
7 42	4 снизу 4 снизу	из смесителя способностьI.....	из смесителя способность*:::::.. далее по тексту
108 115	8—9 сверху 12 снизу	(прилож. 1) (кроме регулирова- ния оборотов рото- ра) при изменении степени	(прилож. 3) (кроме регулирова- ния оборотов рото- ра при изменении степени
164 165	8 снизу 10 снизу	(прилож. 1) 34,76	(прилож. 3) 347,6