

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТ

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ**

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Кафедра «Двигатели летательных аппаратов»

Шулекин В.Т., Медведев В.В.

Теория авиационных двигателей

Часть 1

**Газодинамический расчет турбореактивных и турбовальных
двигателей воздушных судов гражданской авиации**

Для студентов 3 курса специальности 160901 дневного и заочного
обучения

Москва – 2008

Данное учебное пособие издаётся в соответствии с учебной программой дисциплины «Теория авиационных двигателей» учебного плана специальности 160901 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» для студентов 3 курса дневного и заочного обучения.

В пособии приводятся методика и примеры выполнения газодинамического расчета турбореактивных и турбовальных двигателей воздушных судов гражданской авиации, разработанные при участии профессора Н.Д. Тихонова.

Рассмотрены и одобрены на заседаниях кафедры «Двигатели летательных аппаратов» 06.09.2008 г. и методического совета по специальности 160901 Механического факультета 15.09.2008 г.

Рецензент, доктор технических наук, профессор Коняев Е.А.

Содержание	3 Стр.
Введение	4
1. Турбореактивный двигатель	10
2. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой	36
3. Турбовинтовой двигатель	42
4. Вертолётный ГТД	54
5. Вспомогательный ГТД	60
Список использованных источников	78
Приложение 1. Исходные данные к выполнению газодинамического расчёта авиационных двигателей ГА	79
Приложение 2. Основные данные компрессоров современных ТРДД	83
Приложение 3. Стандартная атмосфера ГОСТ 4401-81	84
Приложение 4. Основные показатели топлив для газотурбинных двигателей гражданской авиации	85
Приложение 5. Основные данные турбореактивных и турбовальных двигателей гражданской авиации ..	90

Введение

Газодинамический расчет авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) воздушных судов (ВС) гражданской авиации (ГА) представляет собой решение ниже перечисленных задач.

Первая задача включает краткое описание заданного двигателя – прототипа (изображение схемы двигателя; тяга на взлетном режиме работы в условиях старта ВС при стандартных атмосферных условиях (САУ) P_0 ; суммарная (общая) степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{k\Sigma}^*$; температура газа перед турбиной T_T^* ; степень двухконтурности m (для двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД); расход воздуха через двигатель G_B ; удельная тяга $P_{уд}$ (или удельная мощность $N_{уд}$); удельный расход топлива $C_{уд}$ (или C_e); на каких воздушных судах (МВЛ, БМС, СМС,

ДМС) устанавливается этот двигатель; тяговооружённость $BC\mu_0 = \frac{P_0 n_{дв}}{m_{BC} g}$ (отношение общей взлётной тяги всех двигателей силовой установки к взлётному весу ВС); количество пассажиров и др.). Знание схемы прототипа, основных данных и использование его на воздушных судах гражданской авиации позволяет выполнить сравнительный анализ проектируемого двигателя с конкретным образцом авиационной техники.

Вторая задача заключается в выборе и обосновании коэффициентов потерь в основных элементах двигателя (коэффициентов восстановления полного давления во входном устройстве $\sigma_{вх}$, разделительном корпусе $\sigma_{пер}$, в камере сгорания $\sigma_{КС}$, в выходном устройстве $\sigma_{рс}$; коэффициентов полезного действия (КПД) компрессора η_K^* и турбины η_T^*), относительных отборов воздуха на охлаждение турбины $g_{охл} = \frac{G_{охл}}{G_B}$ и для питания системы кондиционирования воздушного судна (СКВ) $g_{отб} = \frac{G_{отб}}{G_B}$, а также отборов мощности от турбины $N_{мех}$ для привода вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, электрогенератора и других устройств). Для решения данной задачи рекомендуется использовать современный и перспективный уровень развития авиадвигателестроения, применять лёгкие и прочные материалы, а также достижения в области экологии окружающей среды.

Третьей задачей является выполнение газодинамического расчета двигателя на взлётном режиме работы двигателя в условиях старта воздушного судна при САУ. В результате этого расчёта становятся известными основные параметры потока (температура, давление) в контрольных сечениях проточной части (газовоздушного тракта). На базе результатов этого расчета находятся $P_{уд}$ (или $N_{уд}$), $C_{уд}$ (или C_e) и G_b , а также оценивается термодинамическое совершенство проектируемого двигателя. Полученные значения $P_{уд}$ (или $N_{уд}$) и $C_{уд}$ (или C_e) сравниваются с аналогичными показателями двигателя – прототипа и делается заключение о совершенствовании проектируемого двигателя.

Четвёртой задачей является определение основных диаметральных размеров контрольных сечений газовоздушного тракта проектируемого двигателя, расчет количества ступеней компрессора и турбины, а также частоты вращения ротора турбокомпрессора. При решении данной задачи целесообразно использовать относительные размеры геометрии проточной части (относительный диаметр втулки $\bar{d} = \frac{D_{вн}}{D_{нар}}$, удлинение лопаток $\frac{h}{b}$ и др.)

двигателя – прототипа. Зная размеры контрольных сечений проточной части проектируемого двигателя можно далее провести газодинамический расчет отдельных элементов его и определить все остальные геометрические размеры, необходимые для графического его оформления.

Исходными данными для расчета турбореактивных (ТРД) и турбовальных двигателей (ТВалД) являются:

тяга P_o (или мощность N_o) ; общая степень повышения давления воздуха $\pi_{к\Sigma}^*$; температура газа перед турбиной $T_{Г}^*$; температура газа на выходе из форсажной камеры $T_{ф}^*$ (для ТРДФ). Эти данные обычно определяются при предварительном согласовании летно-технических характеристик ВС и его силовой установки (весового расчета воздушного судна) (например, при дипломном проектировании). Для выполнения курсовой работы исходные данные находятся в соответствии с указаниями, приведенными в приложении П.3.

Для вспомогательных ГТД, обеспечивающих на пассажирских самолетах запуск маршевых двигателей, питание системы кондиционирования сжатым воздухом и бортовой сети ВС электроэнергией переменного и постоянного тока в качестве исходных данных принимаются: расход отбираемого воздуха $G_{отб}$; мощность отбираемой электроэнергии $N_{ген}$; давление отбираемого воздуха $p_{отб}^*$; температура газа перед турбиной $T_{Г}^*$.

В результате рабочего процесса, происходящего в двигателе, физические константы рабочего тела (воздуха, газа) меняются, причем степень этого изменения зависит от $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и T_{Γ}^* . Неодинаковость свойств воздуха и газа по тракту двигателя ведет к переменным показателям адиабаты и различию их газовых постоянных. В расчетах обычно принимают значение теплоемкости

c_{pm} (или показателя адиабаты $\kappa = \frac{c_p}{c_v}$) равным некоторому среднему значению, не зависящему от температуры. Это естественно, снижает точность расчета, но для инженерной практики вполне приемлемо.

ГТД можно представить как **тепловую машину**, в которую поступает **располагаемая энергия топлива** $q_0 = g_T H_u$, где g_T – отношение расхода топлива к воздуху в камере сгорания; H_u – рабочая теплотворная способность топлива, а на выходе из этой машины образуется **свободная энергия**, называемая **работой цикла** $L_{\text{ц}}$. **Совершенство ГТД как тепловой машины** оценивают по величине **внутреннего (эффективного) КПД**, определяемого (на основе газодинамического расчета) отношением $\eta_{\text{вн}} = \frac{L_{\text{ц}}}{q_0}$.

Работа цикла в ТРД есть сумма **механической энергии** L_e , отводимой с вала двигателя и используемой для привода вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, электрогенератора и др.) (в ТВД еще на привод тянущего или толкающего воздушного винта) и **приращения кинетической энергии газового потока** $\frac{c_c^2 - V^2}{2}$, то есть: $L_{\text{ц}} = L_e + \frac{c_c^2 - V^2}{2}$, (предполагается, что массовый расход воздуха G_B незначительно отличается от расхода газа в выходном сечении сопла $G_{\Gamma} \approx G_B$) где c_c – средняя скорость истечения газа из выходного сопла.

Авиационный двигатель можно также представить как **движитель**, в который поступает работа цикла $L_{\text{ц}}$, а на выходе из этого движителя образуется полезная тяговая работа $L_{\text{тяг}} = P_{\text{уд}} V$, где $P_{\text{уд}} = \frac{P}{G_B} = c_c - V$ – **удельная тяга** (отношение тяги P двигателя к расходу воздуха G_B), соотношение которой находится из формулы академика Б.С. Стечкина для тяги воздушно-реактивного двигателя :

$$P = G_B (c_c - V),$$

впервые опубликованной им в 1929 году в журнале «Вестник гражданского флота».

Совершенство движителя оценивается по величине **полётного (тягового) КПД**, определяемого отношением

$$\eta_{\text{ТЯГ}} = \frac{L_{\text{ТЯГ}}}{L_{\text{Ц}}} = \frac{P_{\text{УД}}V}{L_e + \frac{c_c^2 - V^2}{2}} \approx \frac{2}{\frac{c_c}{V} + 1}$$

(механическая работа L_e в турбореактивных двигателях по отношению к работе цикла $L_{\text{Ц}}$ составляет величину не более 0.5 % и поэтому при определении $\eta_{\text{ТЯГ}}$ работой L_e можно пренебречь).

Совершенство двигателя в целом оценивается по величине **полного КПД**, определяемого отношением тяговой работы двигателя $L_{\text{тяг}}$ к располагаемой энергии q_0 топлива:

$$\eta_{\text{ПОЛ}} = \frac{L_{\text{ТЯГ}}}{q_0} = \eta_{\text{ВН}} \eta_{\text{ТЯГ}}$$

Если пренебречь величиной L_e , то из двух формул:

$$L_{\text{Ц}} = \frac{c_c^2 - V^2}{2}; \quad P_{\text{УД}} = \frac{P}{G_{\text{В}}} = c_c - V$$

можно найти зависимость удельной тяги ТРД от работы цикла

$$P_{\text{УД}} = \sqrt{2L_{\text{Ц}} + V^2} - V \quad \text{или} \quad L_{\text{Ц}} = \frac{P_{\text{УД}}(P_{\text{УД}} + 2V)}{2}$$

Так как работа цикла определяется по формуле:

$$L_{\text{Ц}} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} RT_{\text{Н}} \frac{e - 1}{\eta_c} \left(\frac{m \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right),$$

где $e = \pi_{\Sigma}^{\kappa}$, $\pi_{\Sigma} = \frac{p_{\text{К}}^*}{p_{\text{Н}}} = \pi_{\text{ВХ}} \pi_{\text{К}}^*$ - общая степень повышения давления в двигателе (в тепловой машине);

$$\pi_{\text{ВХ}} = \frac{p_{\text{В}}^*}{p_{\text{Н}}} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{\text{Н}}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \sigma_{\text{ВХ}} - \text{степень повышения давления воздуха во}$$

входном устройстве; $\pi_{\text{К}}^* = \frac{p_{\text{К}}^*}{p_{\text{В}}^*}$ - то же в компрессоре; $\Delta = \frac{T_{\text{Г}}^*}{T_{\text{Н}}}$ - степень подогрева воздуха в двигателе; $T_{\text{Г}}^*$ - температура газа перед турбиной; $T_{\text{Н}}$ - температура наружного воздуха;

$$\eta_c = \frac{\left(\frac{p_{\text{К}}^*}{p_{\text{Н}}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_{\text{К}}^*}{T_{\text{Н}}} - 1} - \text{КПД процесса сжатия, учитывает потери во входном}$$

устройстве и в компрессоре;

$$\eta_p = \frac{1 - \frac{T_c}{T_\Gamma^*}}{1 - \left(\frac{p_H}{p_K}\right)^{\frac{\kappa_\Gamma - 1}{\kappa_\Gamma}}} - \text{КПД процесса расширения, учитывает потери}$$

в камере сгорания, турбине и в выходном устройстве;

$$\bar{m} = \frac{c_{p\Gamma} \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_K}\right)^{\frac{\kappa_\Gamma - 1}{\kappa_\Gamma}} \right]}{c_{pB} \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_K}\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} - \text{коэффициент, учитывающий различие физических свойств}$$

газа и воздуха в двигателе; M_H – число Маха полёта; $\sigma_{вх}$ – коэффициент восстановления полного давления, то и удельная тяга $P_{уд}$ также зависит от параметров рабочего процесса π_Σ и Δ .

Как для работы цикла, так и для удельной тяги ТРД существует оптимальная степень повышения давления воздуха в тепловой машине:

$$\pi_{\Sigma \text{ опт}} = (\bar{m}\Delta\eta_c\eta_p)^{\frac{\kappa}{2(\kappa-1)}}; L_{ц \text{ max}} = \frac{\kappa}{\kappa-1} RT_H \frac{(e_{\text{орт}} - 1)^2}{\eta_c},$$

а также значение π_2 , при которой работа цикла и удельная тяга обращается в нуль

$$\pi_2 = (\bar{m}\Delta\eta_c\eta_p)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \pi_{\Sigma \text{ опт}}^2.$$

Аналогичным образом получаются формулы для внутреннего КПД двигателя от параметров рабочего процесса ТРД;

$$\eta_{вн} = \frac{\frac{\kappa}{\kappa-1} R \left(\frac{e-1}{\eta_c}\right) \left(\frac{\bar{m}\Delta\eta_c\eta_p}{e} - 1\right)}{\left[0.9 + 10^{-4} T_H \left(2\Delta + 1 + \frac{e-1}{\eta_c} \right) \right] \left[\Delta - \left(\frac{e-1}{\eta_c} + 1 \right) \right]}$$

Оптимальное значение $\pi_{\eta_{вн}=\text{max}}$, при которой имеет место максимум

внутреннего КПД $\pi_{\eta_{вн}=\text{max}}$, определяется решением уравнения $\frac{d\eta_{вн}}{de} = 0$.

Приближенная формула для определения $\pi_{\eta_{вн}=\text{max}}$ имеет вид:

$$\pi_{\eta_{BH}=max} = \left[\frac{\bar{m}\Delta\eta_p - \sqrt{\bar{m}^2 \Delta^2 \eta_p^2 - \bar{m}\Delta\eta_p (\bar{m}\Delta\eta_p + 1 - \Delta)} (\Delta\eta_c + 1 - \eta_c)}{\bar{m}\Delta\eta_p + 1 - \Delta} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

Таким образом, по результатам газодинамического расчета представляется возможным не только сравнить показатели проектируемого двигателя с аналогичными у прототипа, то также определить тенденции развития параметров рабочего процесса двигателя.

1. Турбореактивный двигатель

Турбореактивным двигателем (или двигателем прямой реакции) называют ГТД, в котором преобладающая часть энергии сгорания топлива преобразуется в кинетическую энергию струи.

Исходные данные для расчета берутся из таблицы вариантов задания (приложение 1): тяга двигателя $P=100$ кН; общая степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*=15$; температура газа перед турбиной $T_{\Gamma}^*=1370$ К; прототип двигатель РД-3М-500.

Турбореактивный двигатель РД-3М-500 (Главный конструктор А.А.Микулин) одновальной схемы (рис.1.1) с 8-ми ступенчатым осевым компрессором ($\pi_{к\Sigma}^*=6.4$), трубчато-кольцевой камерой сгорания (14 жаровых труб) и двухступенчатой осевой турбиной ($T_{\Gamma}^*=1083$ К) развивает в стандартных атмосферных условиях (САУ) ($t_H=+15^\circ\text{C}$, $p_H=760$ мм рт.ст. = $=101325 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$) на уровне моря ($H=0$) при старте воздушного судна ($V=0$)

взлетную тягу 95 кН при расходе воздуха через компрессор $G_B=164 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, удельной тягой $P_{\text{уд}}=570 \frac{\text{Н}\cdot\text{с}}{\text{кг}}$ и удельном расходе топлива $C_{\text{уд}}=0.112 \frac{\text{кг}}{\text{Н}\cdot\text{ч}}$ имеет массу 3100 кг, максимальный (миделевый) диаметр 1.4 м и длину 5.38 м. На этом же рисунке даны обозначения основных поперечных (контрольных) сечений газоздушного тракта ГТД в соответствии с требованиями ГОСТ 23851-79 [19].

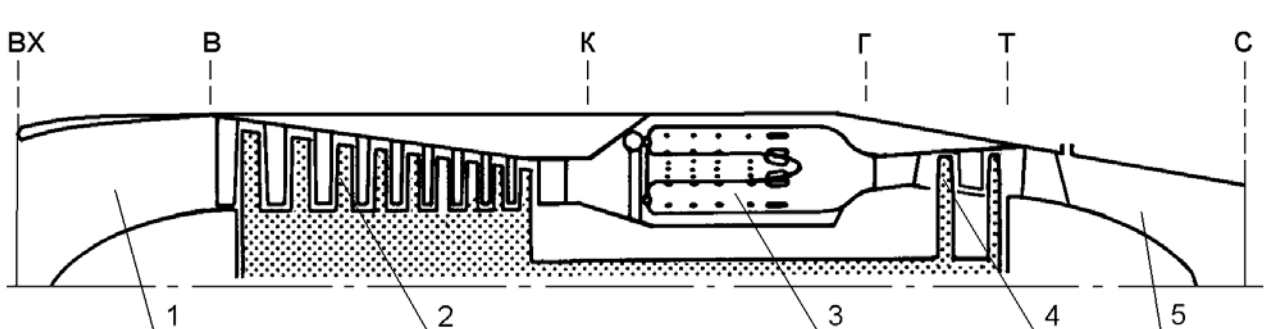


Рис. 1.1. Схема одновального турбореактивного двигателя – ТРД:
1 - входное устройство (воздухозаборник); 2 - компрессор;
3 - камера сгорания; 4 - турбина; 5 - выходное устройство (выходное сопло);
вх, в, к, г, т, с - обозначения контрольных сечений проточной части двигателя

Двигатель был установлен впервые в 1957 году на первый реактивный самолет Ту-104 (взлетная масса 78 т; тяговооруженность самолета $\mu_0 = \frac{Pn_{дв}}{m_0 g} = \frac{95000 \cdot 2}{78000 \cdot 9.81} = 0.248$; масса пустого самолета 44.2 т; масса коммерческой нагрузки 8 т; количество пассажиров 100 чел; дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке 2100 км; силовая установка состоит из двух ТРД; крейсерская скорость 800 км/ч; высота крейсерского полета 10 км; запас топлива на борту 20 т).

Расчет двигателя производится при САУ в условиях старта воздушного судна ($H=0, V=0$). Режим работы двигателя - взлетный.

Порядок расчета ТРД следующий:

1. По заданной высоте полета ($H=0$) в таблице стандартной атмосферы (ГОСТ 4401-81, приложение 3) находится температура и давление наружного воздуха, а также скорость звука:

$$T_H = 288.15 \text{ К}, p_H = 101325 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}, a = 340.3 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

2. Определяется скорость полета: $V = M_H a = 0$.

Если скорость полета летательного аппарата задается на расчетном режиме, то определяется число Маха M_H .

3. Рассчитываются параметры заторможенного потока воздуха на входе в двигатель:

а) температура торможения из выражения для полной энергии потока в сечении

$$T_H^* = T_H \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_H^2\right) = 288.15 \text{ К};$$

б) полное давление из уравнения адиабатного процесса торможения

$$p_H^* = p_H \left(\frac{T_H^*}{T_H}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 1.01325 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2},$$

где $\kappa = 1.4$ - показатель адиабаты для сухого воздуха.

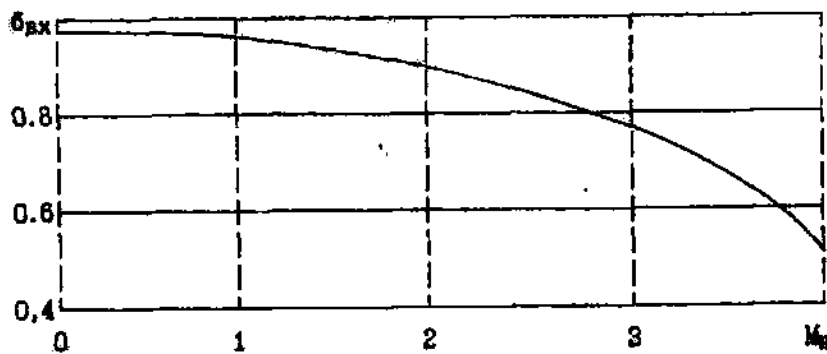
4. Рассчитываются параметры воздуха на входе в компрессор:

а) температура из уравнения сохранения энергии для воздухозаборника

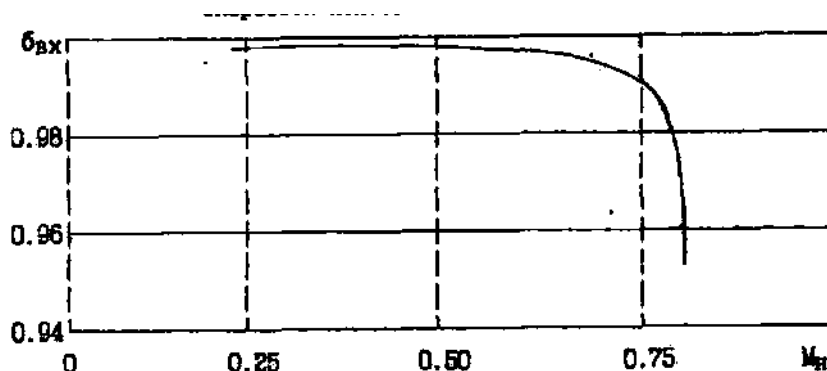
$$T_B^* = T_H^* = 288.15 \text{ К};$$

б) давление $p_B^* = p_H^* \sigma_{вх} = 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 0.985 = 0.998 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$,

где $\sigma_{вх}$ - коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике двигателя определяется по стандартной зависимости на рис.1.2. Для стендовых условий можно $\sigma_{вх} = 0.98 \dots 0.99$, причем, чем больше тяга двигателя, тем большие значения $\sigma_{вх}$ рекомендуется принимать.



а) стандартный воздухозаборник для сверхзвуковых скоростей полёта



б) воздухозаборник для дозвуковых скоростей полёта

Рис.1.2. Зависимость коэффициента восстановления полного давления во входном устройстве ТРД от числа Маха M_n полёта:

$\sigma_{вхо} = 0.98$ при $M_n = 0$, при $M_n > 1$ (до $M_n = 3$) расчёт по формуле:

$$\sigma_{вх} = \sigma_{вхо} - 0.02241(M_n - 1)^2 - 0.14561(M_n - 1)^3 + 0.086282(M_n - 1)^4 - 0.014342(M_n - 1)^5$$

Если расчёт выполняется для центрального ГТД трёхдвигательного самолета (типа Ту-154, Ту-154М, Як-40, Як-42 и др.), то значение $\sigma_{вх}$ следует принимать несколько меньше вследствие поворота воздушного потока и увеличенной длины воздухозаборника ($\sigma_{вх} = 0.94 \dots 0.96$).

5. Производится распределение общей степени повышения давления по каскадам компрессора для двухвальной схемы двигателя (рис.1.3). Это делается в тех случаях, когда $\pi_{к\Sigma}^* \geq 10 \dots 12$. Объясняется это следующими причинами:

а) для нерегулируемых компрессоров при $\pi_{к\Sigma}^* \geq 6 \dots 8$ при изменении

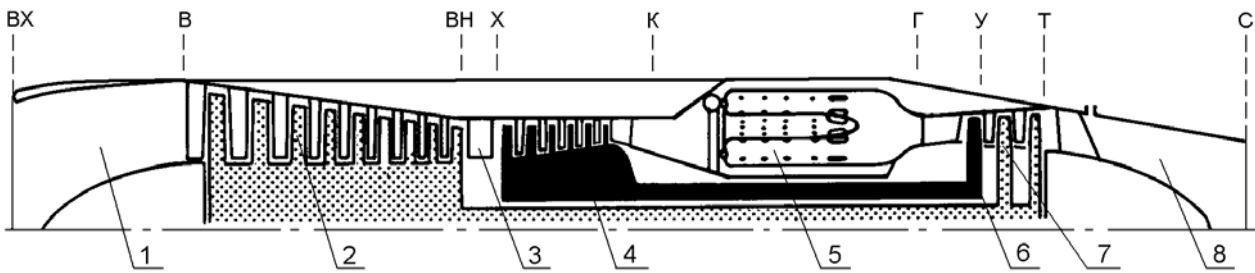


Рис. 1.3. Схема одноконтурного двухвального турбореактивного двигателя:
1 – входное устройство; 2 – компрессор низкого давления;
3 – разделительный (промежуточный) корпус; 4 – компрессор
высокого давления; 5 – камера сгорания; 6 – турбина высокого
давления; 7 – турбина низкого давления; 8 – выходное сопло;
вх, в, вн, х, к, г, у, т, с – обозначения контрольных сечений проточной
части двигателя

скорости и высоты полета и законе управления $n = const$ температура газа перед турбиной изменяется (увеличивается при возрастании скорости полета V и снижении приведенной частоты вращения ротора $n_{пр} = n \sqrt{\frac{288}{T_H^*}}$ и уменьшается

с ростом высоты H) и поэтому появляется возможность "перегрева" лопаток турбины. Во избежание повреждений турбины двигателя необходимо предусмотреть дополнительные меры по предотвращению перегрева лопаток (путем дополнительного охлаждения и других мероприятий), а компрессор в данном случае необходимо оборудовать средствами механизации для расширения области устойчивой работы (установить клапаны перепуска воздуха, входной направляющий аппарат с поворотными лопатками и др.), поскольку с увеличением T_T^* уменьшается запас устойчивости по помпажу;

б) с ростом π_K^* в одновальном ГТД возрастает также мощность пускового устройства, поскольку приходится раскручивать ротор двигателя с большим моментом инерции;

в) при высоких значениях π_K^* в одновальном ГТД представляется затруднительным достигнуть на нерасчетных режимах высоких значений КПД компрессора (из-за сильного рассогласования в работе первых и последних ступеней);

г) с ростом π_K^* в одном каскаде более 6...8 увеличиваются значительно эксплуатационные расходы по техническому обслуживанию и ремонту компрессора.

Распределение общей степени повышения давления π_k^* по каскадам компрессора в двухвальной ТРД может быть выполнено различно. Для двигателей со сравнительно низкой температурой газа перед турбиной ($T_T^* \leq 1270\text{K}$) можно принять равными адиабатические работы сжатия по каскадам:

$$L_{\text{ад кнд}}^* = L_{\text{ад квд}}^* = \frac{L_{\text{ад к}}^*}{2} = \frac{1}{2} \frac{\kappa}{\kappa-1} R T_V^* \left(\pi_{\text{к}\Sigma}^{*\kappa} - 1 \right)$$

В этом случае степень повышения давления в компрессоре низкого и высокого давлений находятся по формуле:

$$\pi_{\text{кнд}}^* = \left(1 + \frac{L_{\text{ад кнд}}^*}{\frac{\kappa}{\kappa-1} R T_V^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}; \pi_{\text{квд}}^* = \frac{\pi_{\text{к}\Sigma}^*}{\pi_{\text{кнд}}^*}.$$

При высоких значениях T_T^* (более 1270 К) рекомендуется принимать равными степени повышения давления воздуха по каскадам компрессора, то есть:

$$\pi_{\text{кнд}}^* = \pi_{\text{квд}}^* = \sqrt{\pi_{\text{к}\Sigma}^*}$$

В данном примере $\pi_{\text{кнд}}^* = \pi_{\text{квд}}^* = \sqrt{\pi_{\text{к}\Sigma}^*} = \sqrt{15} = 3.873$.

7. По найденному значению $\pi_{\text{кнд}}^*$ далее определяются удельная работа сжатия (на 1 кг воздуха) и параметры воздушного потока за компрессором низкого давления:

$$\begin{aligned} L_{\text{кнд}} &= c_{p\text{в}} T_V^* \left(\pi_{\text{кнд}}^{*\kappa} - 1 \right) / \eta_{\text{кнд}}^* = \\ &= 1004.5 \cdot 288.15 \cdot \left(3.873^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{0.88} = 155366 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; \end{aligned}$$

$$T_X^* = T_V^* + \frac{L_{\text{кнд}}}{c_{p\text{в}}} = 288.15 + \frac{155366}{1004.5} = 442.82 \text{ К};$$

$$p_X^* = p_V^* \pi_{\text{кнд}}^* = 0.998 \cdot 10^5 \cdot 3.873 = 3.8652 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2},$$

где $c_{рв} = \frac{\kappa}{\kappa-1} R = \frac{1.4}{1.4-1} \cdot 287 = 1004.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$ – средняя удельная теплоёмкость воздуха при постоянном давлении; $R = \frac{8314}{\mu} = \frac{8314}{28.966} = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$ – газовая постоянная для сухого воздуха; $\mu = 28.966 \frac{\text{кг}}{\text{кмоль}}$ – масса одного киломоля воздуха; $\eta_{\text{кнд}}^*$ – адиабатический КПД компрессора низкого давления по параметрам заторможенного потока ($\eta_{\text{кнд}}^* = \frac{L_{\text{ад кнд}}^*}{L_{\text{кнд}}}$). Его значение приближенно (при отсутствии характеристики компрессора) рекомендуется находить по формуле:

$$\eta_{\text{кнд}}^* = \frac{\frac{\kappa-1}{\pi_{\text{кнд}}^* \kappa} - 1}{\frac{\kappa-1}{\pi_{\text{кнд}}^* \kappa \eta_{\text{ПК}}^*} - 1} = \frac{3.873 \frac{1.4-1}{1.4} - 1}{3.873 \frac{1.4-1}{1.4 \cdot 0.9} - 1} = 0.88,$$

где $\eta_{\text{ПК}}^*$ – политропный КПД ступени осевого компрессора. Значение политропного КПД зависит от типа ступени и характеризуется следующими величинами:

дозвуковая ступень ($\pi_{\text{СТ}}^* = 1.15 \dots 1.3$; $\eta_{\text{ПК}}^* = 0.9 \dots 0.92$);

околозвуковая ступень ($\pi_{\text{СТ}}^* = 1.35 \dots 1.7$; $\eta_{\text{ПК}}^* = 0.89 \dots 0.91$);

сверхзвуковая ступень ($\pi_{\text{СТ}}^* \geq 1.7$; $\eta_{\text{ПК}}^* = 0.86 \dots 0.88$).

Если принять дозвуковые ступени в компрессоре низкого давления, то необходимо иметь в виду, что это приведёт к увеличению количества ступеней и, следовательно, к росту массы компрессора низкого давления.

8. Аналогичным образом рассчитываются параметры воздуха и работа сжатия за компрессором высокого давления:

$$L_{\text{квд}} = c_{рв} T_x^* \left(\frac{\kappa-1}{\pi_{\text{квд}}^* \kappa} - 1 \right) / \eta_{\text{квд}}^* =$$

$$= 1004.5 \cdot 442.82 \cdot \left(3.873 \frac{1.4-1}{1.4} - 1 \right) \cdot \frac{1}{0.87} = 241507 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$T_K^* = T_x^* + \frac{L_{\text{квд}}}{c_{рв}} = 442.82 + \frac{241507}{1004.5} = 683.2 \text{ К};$$

$$p_k^* = p_x^* \pi_{\text{квд}}^* = 3.8652 \cdot 10^5 \cdot 3.873 = 14.9699 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}.$$

Значение адиабатического КПД компрессора высокого давления $\eta_{\text{квд}}^*$ находится также как $\eta_{\text{кнд}}^*$.

9. Давление газа на входе в турбину высокого давления рассчитывается по заданной температуре T_{Γ}^* и в зависимости от типа камеры сгорания, в соответствии с которыми оценивается возможная величина коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{\text{КС}} = 0.95 \dots 0.97$. Причем, чем выше T_{Γ}^* , тем меньшие значения $\sigma_{\text{КС}}$ рекомендуется принимать. Так же следует поступать при применении противоточных, индивидуальных и трубчато-кольцевых камер сгорания, в которых из-за дополнительных поворотов потока возможно возрастание потерь. Ориентируясь на камеру сгорания двигателя РД-3М-500, принимаем $\sigma_{\text{КС}} = 0.955$. Соответственно:

$$p_{\Gamma}^* = p_k^* \sigma_{\text{КС}} = 14.9699 \cdot 10^5 \cdot 0.955 = 14.2963 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}.$$

10. Переходим к определению основных параметров камеры сгорания:

а) количество теплоты, сообщаемое воздуху, находится по формуле:

$$q_{\text{КС}} = c_n (T_{\Gamma}^* - T_{\text{К}}^*) = 1.2423 \cdot (1370 - 683.2) = 853.22 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}},$$

где c_n – средняя условная теплоемкость процесса теплоподвода, обычно находится по графику на рис. 11. 17 в работе [3], или по формуле В.Т. Шулекина:

$$c_n = 0.9 + 10^{-4} (2T_{\Gamma}^* + T_{\text{К}}^*) = 0.9 + 10^{-4} \cdot (2 \cdot 1370 + 683.2) = 1.2423 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

б) отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания определяется из уравнения баланса энергий для камеры сгорания:

$$G_{\text{T}} H_u \eta_{\Gamma} = G_{\text{в кс}} q_{\text{КС}}; \quad g_{\text{T}} = \frac{G_{\text{T}}}{G_{\text{в кс}}} = \frac{q_{\text{КС}}}{H_u \eta_{\Gamma}} = \frac{853.22}{43100 \cdot 0.985} = 0.0201,$$

где H_u – низшая (рабочая) теплотворная способность авиационного топлива

(для керосина марки ТС-1 $H_u = 43100 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$, плотность $850 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$; для

природного газа (состоящего из 94.9 % метана, 3.8 % пропана, 0.4 % углекислого газа и 0.9 % азота: $H_u = 50000 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$, плотность сжиженного газа

$450 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$; для жидкого водорода $H_u = 120500 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$, плотность $70.8 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$

(приложение 4);

η_{Γ} – коэффициент выделения тепла (называемый также КПД камеры сгорания), может быть равным $\eta_{\Gamma}=0.98\dots 0.995$. Причем, чем выше T_{Γ}^* (больше область горения в жаровых трубах), тем большие значения η_{Γ} рекомендуется принимать;

в) коэффициент избытка воздуха на выходе из камеры сгорания находится по формуле:

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{1}{l_o g_{\Gamma}} = \frac{1}{14.94 \cdot 0.0201} = 3.33,$$

где l_o – масса воздуха, необходимая для полного окисления одного килограмма топлива, рассчитывается по формуле:

$$l_o = \frac{\frac{8}{3}C_{\Gamma} + 8H_{\Gamma}}{0.232} = \frac{\frac{8}{3} \cdot 0.85 + 8 \cdot 0.15}{0.232} = 14.94,$$

где C_{Γ} – доля углерода в топливе; H_{Γ} – доля водорода в топливе; 0.232 – массовая доля кислорода в сухом воздухе. Значения l_o , а также и другие показатели авиационных топлив приведены в приложении П.4.

Если полученное значение α_{Σ} оказывается более 5...7 или менее 1...2, то рабочий процесс в камере сгорания практически неосуществим ("срыв" пламени «бедной» или «богатой» смеси). То есть необходимо либо увеличить π_k^* , либо T_{Γ}^* .

г) газовая постоянная продуктов сгорания

$$R_{\Gamma} = R \frac{1 + 1.0862 g_{\Gamma}}{1 + g_{\Gamma}} = 287 \cdot \frac{1 + 1.0862 \cdot 0.0201}{1 + 0.0201} = 287.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

11. Из уравнения баланса мощностей для турбокомпрессора $N_{\text{ТВД}} = N_{\text{КВД}} + N_{\text{агр}} + N_{\text{тр}}$ или $N_{\text{ТВД}} \eta_{\text{мех}} = N_{\text{КВД}}$ или $L_{\text{ТВД}} G_{\Gamma} \eta_{\text{мех}} = L_{\text{КВД}} G_{\text{в}}$ или $L_{\text{ТВД}} (1 + g_{\Gamma}) (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) \eta_{\text{мех}} = L_{\text{КВД}}$

находится удельная работа расширения газа в турбине высокого давления:

$$L_{\text{ТВД}} = \frac{L_{\text{КВД}}}{(1 + g_{\Gamma}) (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) \eta_{\text{мех}}} = \frac{241507}{(1 + 0.0201) (1 - 0.04 - 0.015) 0.995} = 251787 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}},$$

где $N_{\text{ТВД}}$ – мощность, развиваемая турбиной высокого давления; $N_{\text{агр}}$ – мощность потребная для привода вспомогательных агрегатов двигателя (топливных и масляных насосов, электрогенератора и других устройств; $N_{\text{тр}}$ – мощность, необходимая для преодоления трения в опорах ротора турбокомпрессора;

$g_{отб} = \frac{G_{отб}}{G_e}$ - относительный расход воздуха, отбираемый от компрессора

высокого давления на нужды воздушного судна (кондиционирование воздуха в кабине экипажа и салонах, вентиляция приборных отсеков, обогрев воздухозаборников и др.). Величина $g_{отб}$ в первом приближении принимается равной $g_{отб} = 0.01 \dots 0.02$, а в заключительной части расчета осуществляется проверка его принятого значения.

$g_{охл} = \frac{G_{охл}}{G_e}$ - относительный расход воздуха, идущий на охлаждение турбины.

Величина $g_{охл}$ может быть определена для принятой системы охлаждения (конвективная, конвективно-пленочная, заградительная) лишь после расчета теплового состояния основных деталей турбины (лопаток, дисков, корпусов) и их прочностного расчета. Можно условно принять, что до $T_{\Gamma}^* = 1250 \dots 1270$ К турбина неохлаждаемая (первый сопловой аппарат имеет конвективную систему охлаждения, а рабочие и сопловые лопатки всех последующих ступеней выполнены без системы охлаждения), а при $T_{\Gamma}^* > 1270$ К турбина охлаждаемая (рабочие лопатки также, как и сопловые имеют систему охлаждения). В зависимости от принятой системы охлаждения и T_{Γ}^* по графику на рис.1.4 из работы [11] оценивается величина $g_{охл}$. При конвективно-пленочном охлаждении потребная величина $g_{охл}$ может быть определена по формуле, предложенной Н.Д. Тихоновым:

$$g_{охл} = 0.01 + 0.09\left(\frac{T_{\Gamma}^*}{1000} - 1\right) + 0.2\left(\frac{T_{\Gamma}^*}{1000} - 1\right)^2 + 0.16\left(\frac{T_{\Gamma}^*}{1000} - 1\right)^3$$

$\eta_{мех}$ - коэффициент, учитывающий затраты мощности на привод вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, электрогенератора и других устройств) и на преодоление трения в подшипниках опор ротора турбокомпрессора. Рекомендуется в первом приближении принимать $\eta_{мех} = 0.995 \dots 0.998$, причем большие значения $\eta_{мех}$ соответствуют более мощным двигателям.

12. Из выражения для работы расширения газа определяется степень понижения (степень расширения) давления в турбине высокого давления:

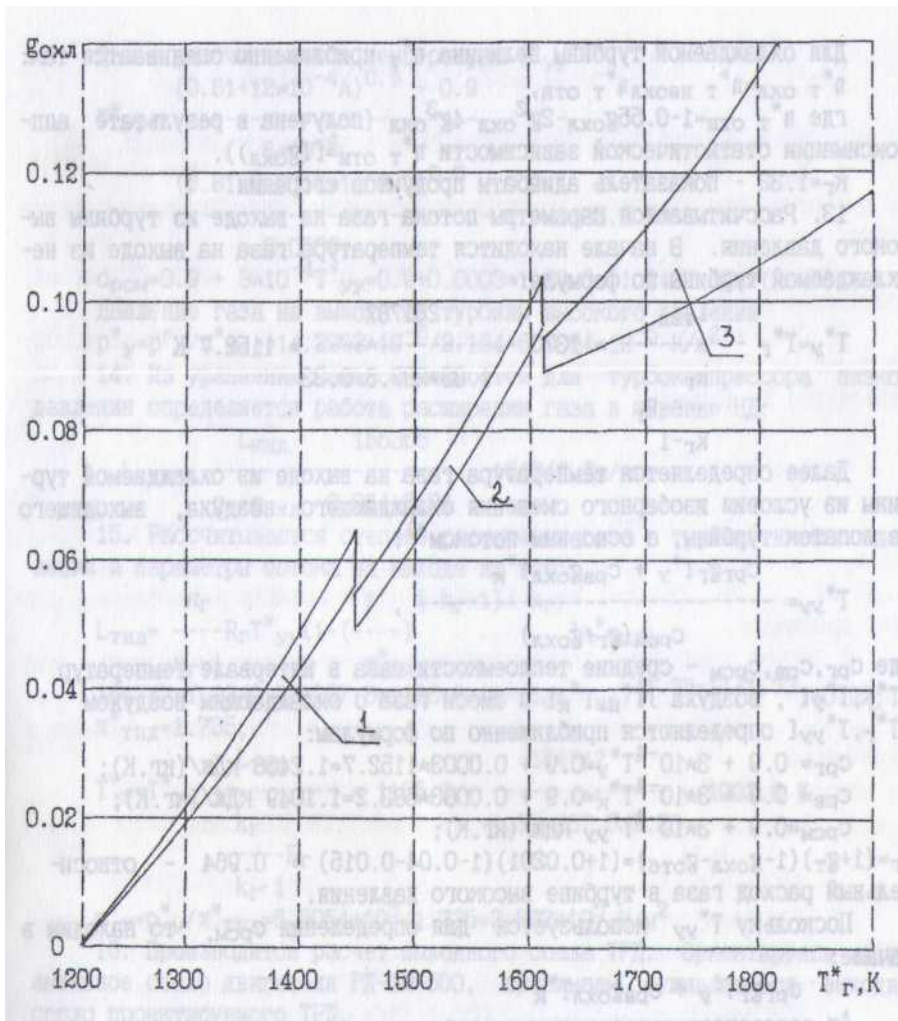


Рис.1.4. Зависимость относительного расхода воздуха на охлаждение температуры газа перед турбиной и типа системы охлаждения лопаток: 1 – внутреннее конвективное охлаждение; 2 – комбинированное (конвективно – плёночное) охлаждение; 3 – пористое и проницаемое охлаждение (многослойные перфорированные материалы)

$$L_{\text{ТВД}} = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{ТВД}}^*} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} \right] \eta_{\text{ТВД}}^*;$$

$$251787 = \frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.5 \cdot 1370 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{ТВД}}^*} \right)^{\frac{1.33 - 1}{1.33}} \right] \cdot 0.91; \pi_{\text{ТВД}}^* = 2.164,$$

где $\eta_{\text{ТВД}}^*$ – адиабатический КПД турбины по параметрам заторможенного потока ($\eta_{\text{ТВД}}^* = \frac{L_{\text{твд}}}{L_{\text{ад твд}}}$). На его величину оказывает влияние тип турбинной ступени (охлаждаемая или неохлаждаемая), коэффициент нагрузки ступени турбины ($\mu_{\text{T}} = \frac{L_{\text{T}}}{u_{\text{ср}}^2}$), радиальный зазор между рабочими лопатками и корпусом турбины и др.

Для неохлаждаемых турбин значение η_{T}^* приближенно оценивается по формуле:

$$\eta_{\text{T}}^* = \frac{1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{T}}^*}\right)^{\frac{\kappa_{\text{T}} \eta_{\text{СТ}}^*}{\kappa_{\text{T}} - 1}}}{1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{T}}^*}\right)^{\frac{\kappa_{\text{T}}}{\kappa_{\text{T}} - 1}}}$$

Здесь $\eta_{\text{СТ}}^*$ – адиабатический КПД одной турбинной ступени. Для неохлаждаемой ступени турбины при оптимальной нагрузке ($L_{\text{T}} = 120 \dots 220 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$; $\eta_{\text{СТ}}^* = 0.91 \dots 0.92$; для неохлаждаемой сильно нагруженной турбинной ступени ($L_{\text{T}} = 220 \dots 300 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$; $\eta_{\text{СТ}}^* = 0.9 \dots 0.91$).

Для охлаждаемой турбины величина η_{T}^* приближенно оценивается так:

$\eta_{\text{T охл}}^* = \eta_{\text{T неохл}}^* \eta_{\text{T отн}}^*$, где $\eta_{\text{T отн}}^* = 1 - 0.55 g_{\text{охл}} - 2g_{\text{охл}}^2 - 4g_{\text{охл}}^3$ (получена Н.Д. Тихоновым в результате аппроксимации статистической зависимости $\eta_{\text{T отн}}^* = f(g_{\text{охл}})$; $k_{\text{T}} = 1.33$ - показатель адиабаты продуктов сгорания).

13. Рассчитываются параметры потока газа на выходе из турбины высокого давления. В начале находится температура газа на выходе из неохлаждаемой турбины по формуле:

$$T_{\text{y}}^* = T_{\text{T}}^* - \frac{L_{\text{ТВД}}}{\frac{\kappa_{\text{T}}}{\kappa_{\text{T}} - 1} R_{\text{T}}} = 1370 - \frac{251787}{\frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.5} = 1152.7 \text{ К.}$$

Далее определяется температура газа на выходе из охлаждаемой турбины из условия изобарного смешения охлаждающего воздуха, выходящего из лопаток турбины, с основным потоком :

$$T_{yy}^* = \frac{c_{pг} g_{г} T_y^* + c_{pв} g_{охл} T_{к}^*}{c_{pсм} (g_{г} + g_{охл})}$$

где $c_{pг}, c_{pв}, c_{pсм}$ – средние теплоемкости газа в интервале температур $[T_{г}^*, T_y^*]$, воздуха $[T_{н}^*, T_{к}^*]$ и смеси газа с охлаждающим воздухом $[T_{г}^*, T_{yy}^*]$ определяются приближенно по формулам:

$$c_{pг} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_y^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1152.7 = 1.2458 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{pв} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{к}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 683.2 = 1.1049 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{pсм} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{yy}^*;$$

$g_{г} = (1 + g_{т})(1 - g_{охл} - g_{отб}) = (1 + 0.0201) \cdot (1 - 0.04 - 0.015) = 0.964$ – относительный расход газа в турбине высокого давления.

Поскольку T_{yy}^* используется для определения $c_{pсм}$, то находим в начале:

$$A = \frac{c_{pг} g_{г} T_y^* + c_{pв} g_{охл} T_{к}^*}{g_{г} + g_{охл}} = \frac{1.2458 \cdot 0.964 \cdot 1152.7 + 1.1049 \cdot 0.04 \cdot 683.2}{0.964 + 0.04} = 1408.9$$

Далее рассчитывается температура T_{yy}^* :

$$T_{yy}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} A} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 1408.9} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 1135.6 \text{ К};$$

При выводе формулы условно принималось, что практически весь охлаждающий воздух смешивается с основным потоком газа

$$c_{pсм} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{yy}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1135.6 = 1.2407 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Как показывают расчёты, проведенные В.Т. Шулекиным, погрешность при определении температуры T_{yy}^* , связанная с приближённым нахождением теплоемкостей газа, воздуха и смеси газа с воздухом не превышает одного процента.

Давление газа на выходе из турбины высокого давления

$$p_y^* = \frac{p_{г}^*}{\pi_{твд}^*} = \frac{14.2963 \cdot 10^5}{2.164} = 6.6054 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$$

14. Из уравнения баланса мощностей для турбокомпрессора низкого давления определяется работа расширения газа в турбине НД:

$$L_{\text{ТНД}} = \frac{L_{\text{КНД}}}{g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}} = \frac{155366}{0.964 + 0.04} = 154747 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

15. Рассчитываются степень расширения газа в турбине низкого давления и параметры потока на выходе из нее:

$$L_{\text{ТНД}} = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\text{УУ}}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{ТНД}}^*} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} \right] \eta_{\text{ТНД}}^*;$$

$$154747 = \frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.5 \cdot 1135.6 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{ТНД}}^*} \right)^{\frac{1.33 - 1}{1.33}} \right] \cdot 0.92; \pi_{\text{ТНД}}^* = 1.735;$$

$$T_{\Gamma}^* = T_{\text{УУ}}^* - \frac{L_{\text{ТНД}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}} = 1135.6 - \frac{154747}{\frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.5} = 1002.0 \text{ К};$$

$$p_{\Gamma}^* = \frac{p_{\text{У}}^*}{\pi_{\text{ТНД}}^*} = \frac{6.6054 \cdot 10^5}{1.735} = 3.807 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}.$$

16. Производится расчет выходного сопла ТРД. Ориентируясь на реактивное сопло двигателя РД-3М-500, принимаем суживающееся выходное сопло проектируемого ТРД.

а) располагаемая степень понижения давления газа в сопле:

$$\pi_{\text{ср}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{н}}} = \frac{3.807 \cdot 10^5}{1.01325 \cdot 10^5} = 3.757.$$

Так как располагаемая степень понижения давления больше критического значения для суживающегося реактивного сопла

$$\pi_{\text{кр}} = \left(\frac{\kappa_2 + 1}{2} \right)^{\frac{\kappa_2}{\kappa_2 - 1}} = \left(\frac{1.33 + 1}{2} \right)^{\frac{1.33}{1.33 - 1}} = 1.8506$$

то действительная степень расширения газа в данном сопле равна $\pi_{\text{с}} = \pi_{\text{кр}} = 1.8506$.

Статическое давление в выходном сечении сопла в данном случае равно:

$$p_{\text{с}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{\text{с}}} = \frac{3.807 \cdot 10^5}{1.8506} = 2.0572 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2},$$

(то есть больше атмосферного давления $p_H = 1.01325 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$);

б) средняя скорость истечения газа из сопла. Если в выходном сопле имеет место полное расширение газа ($p_c = p_H$; $\pi_{cp} = \pi_c$), то скорость определяется по формуле:

$$c_c = \varphi_{pc} \sqrt{2 \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_c} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}} \right]} =$$

$$= 0.98 \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1002.0 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{3.757} \right)^{\frac{1.33-1}{1.33}} \right]} = 790 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

где φ_{pc} – коэффициент скорости ($\varphi_{pc} = \frac{c_c}{c_{c \text{ ад}}}$). Рекомендуется принимать $\varphi_{pc} = 0.97 \dots 0.985$. Причем, чем больше π_{cp} , тем меньшее значение φ_{pc} следует принимать.

В случае применения суживающегося выходного сопла (например, как у двигателя РД-3М-500) при $\pi_{cp} \geq \pi_{кр}$ имеет место неполное расширение газа ($p_c \geq p_H$). Скорость истечения газа из сопла в этом случае находится по формуле:

$$c_c = \varphi_{pc} \sqrt{2 \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*} = 0.98 \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1002.0} = 562 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Действительная температура в потоке газа в выходном сечении сопла равна:

$$T_c = T_m^* - \frac{c_c^2}{2 \frac{\kappa_c}{\kappa_c-1} R_c} = 1002 - \frac{562^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 865.7 \text{ К}.$$

17. Удельная тяга и удельный расход топлива ТРД при полном расширении в выходном сопле:

$$P_{y\partial} = c_c (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}) - V = 790 \cdot (0.964 + 0.04) = 793.2 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}};$$

$$C_{y\partial} = \frac{3600 g_{\Gamma} (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})}{P_{y\partial}} = \frac{3600 \cdot 0.0201 \cdot (100.04 - 0.015)}{793.2} = 0.0862 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}.$$

Если на двигатель устанавливается суживающееся выходное сопло, то при неполном расширении газа в нем тяга ТРД находится по формуле:

$$P = G_{\partial} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}) (c_c - V) + F_c (p_c - p_H)$$

где F_c – площадь выходного сечения реактивного сопла, находится из

уравнения расхода:

$$F_c = \frac{G_B (g_\Gamma + g_{\text{охл}}) \sqrt{T_\Gamma^*}}{m_\Gamma p_c y(\lambda_c)} = \frac{G_B \cdot (0.964 + 0.04) \cdot \sqrt{1002.0}}{0.039669 \cdot 2.0572 \cdot 10^5 \cdot 1.8018} = 2.1614 \cdot 10^{-5} G_B,$$

где m_Γ – коэффициент, зависящий от показателя адиабаты и газовой постоянной:

$$m_\Gamma = \sqrt{\frac{\kappa_\Gamma}{R_\Gamma} \left(\frac{2}{\kappa_\Gamma + 1} \right)^{\frac{\kappa_\Gamma + 1}{\kappa_\Gamma - 1}}} = \sqrt{\frac{1.33}{287.5} \left(\frac{2}{1.33 + 1} \right)^{\frac{1.33 + 1}{1.33 - 1}}} = 0.039669 \sqrt{\frac{\text{кг} \cdot \text{К}}{\text{Дж}}}$$

$y(\lambda_c)$ – газодинамическая функция:

$$y(\lambda_c) = \left(\frac{\kappa_\Gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa_\Gamma - 1}} \frac{\lambda_c}{1 - \frac{\kappa_\Gamma - 1}{\kappa_\Gamma + 1} \lambda_c^2} = \left(\frac{1.33 + 1}{2} \right)^{\frac{1}{1.33 - 1}} \cdot \frac{0.98}{1 - \frac{1.33 - 1}{1.33 + 1} \cdot 0.98^2} = 1.8018$$

λ_c – приведенная скорость ($\lambda_c = \frac{c_c}{a_{кр}}$)

$$\lambda_c = \frac{c_c}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma R_\Gamma T_\Gamma^*}{\kappa_\Gamma + 1}}} = \frac{562}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 1002.0}{1.33 + 1}}} = 0.98$$

Подставляя в формулу тяги выражение для F_c , находим расход воздуха через двигатель при неполном расширении газа в выходном сопле ТРД:

$$100000 = G_B \cdot (0.964 + 0.04) \cdot 562 + 2.1614 \cdot 10^{-3} \cdot G_B \cdot (2.0572 \cdot 10^5 - 1.01325 \cdot 10^5);$$

$$G_B = 126.6 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

Удельная тяга и удельный расход в данном случае равны:

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{G_B} = \frac{100000}{126.6} = 789.9 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}};$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 g_\Gamma (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})}{P_{\text{уд}}} = \frac{3600 \cdot 0.0201 \cdot (1 - 0.04 - 0.015)}{789.9} = 0.08657 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}.$$

Таким образом, при установке суживающегося реактивного сопла и сверхкритическом перепаде давлений в нем ($\pi_{ср} \geq \pi_{кр}$) имеет место "недобор" тяги, вызванный неполным расширением газа. Величина его невелика ($\frac{793.2 - 789.9}{793.2} \cdot 100\% = 0.42\%$), поэтому применение суживающегося простого сопла для проектируемого двигателя является целесообразным. Окончательный выбор сопла производится после расчета высотно-скоростных

характеристик (ВСХ) двигателя (рекомендуется в большинстве точек ВСХ иметь недобор тяги не более 0.5...1.0 %).

18. Часовой расход топлива: $G_{Тч} = PC_{уд} = 100000 \cdot 0.08657 = 8657 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$.

19. Производится уточнение отборов воздуха и механической энергии от двигателя. Расход отбираемого воздуха:

$$G_{отб} = g_{отб} G_B = 0.015 \cdot 126.6 = 1.9 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

Мощность, отбираемая от турбины высокого давления:

$$N_{отб} = (1 - \eta_{мех}) G_B g_T L_{ТВД} = (1 - 0.995) \cdot 126.6 \cdot 0.964 \cdot 251787 \cdot 10^{-3} = 153.6 \text{ кВт}$$

Количество отбираемого воздуха в двигателе-прототипе РД-3М-500 составляет 6000 кг/ч (1.67 кг/с) на номинальном режиме его работы (который используется для набора высоты воздушного судна). Это обеспечивает пятикратный обмен воздуха в кабине экипажа и салонах, работу антиобледенительной системы крыла и воздухозаборника двигателя, а также работу других систем ВС. По графику на рис.1.5 определяем количество пассажиров по найденному расходу отбираемого воздуха. По нормам ИКАО (Международная организация гражданской авиации) на одного пассажира необходимо иметь $G_O = 36...42 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$ воздуха. Это соответствует при

$G_{отб} = 1.9 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$ пассажировместимости от 170 до 230 чел., то есть воздушным судам СМС и ДМС. То есть коррекцию ранее принятого значения $g_{отб}$ можно не делать.

На двигателе РД-3М-500 установлены два генератора типа ГСР-18000М мощностью 18 кВт каждый. При КПД преобразования механической энергии в электрическую $\eta_{ген} = 0.85...0.9$ это соответствует отбираемой мощности $N_{отб} = 45...55 \text{ кВт}$.

Сравнение значений отбираемой мощности проектируемого ТРД и РД-3М-500 показывает на необходимость изменения ранее принятого значения $\eta_{мех} = 0.998$ и повторения расчета. Следует иметь в виду, что необоснованно завышенные отборы воздуха и механической энергии приводят к излишним расходам топлива (увеличению $C_{уд}$).

Если установить мощность отбираемой электрической энергии от двигателя не представляется возможным, рекомендуется приблизительно принять $N_{отб} = 50...60 \text{ кВт}$ на каждые 100 кН тяги.

20. Производится сравнительный анализ полученных значений $P_{уд}, C_{уд}$ для проектируемого двигателя и его прототипа. На основании данных о двигателе

РД-3М-500 имеем $P_{уд} = \frac{95000}{164} = 579 \frac{\text{Н}\cdot\text{с}}{\text{кг}}$, $C_{уд} = 0.112 \frac{\text{кг}}{\text{Н}\cdot\text{ч}}$. Таким образом проектируемый двигатель имеет удельную тягу больше, чем у двигателя

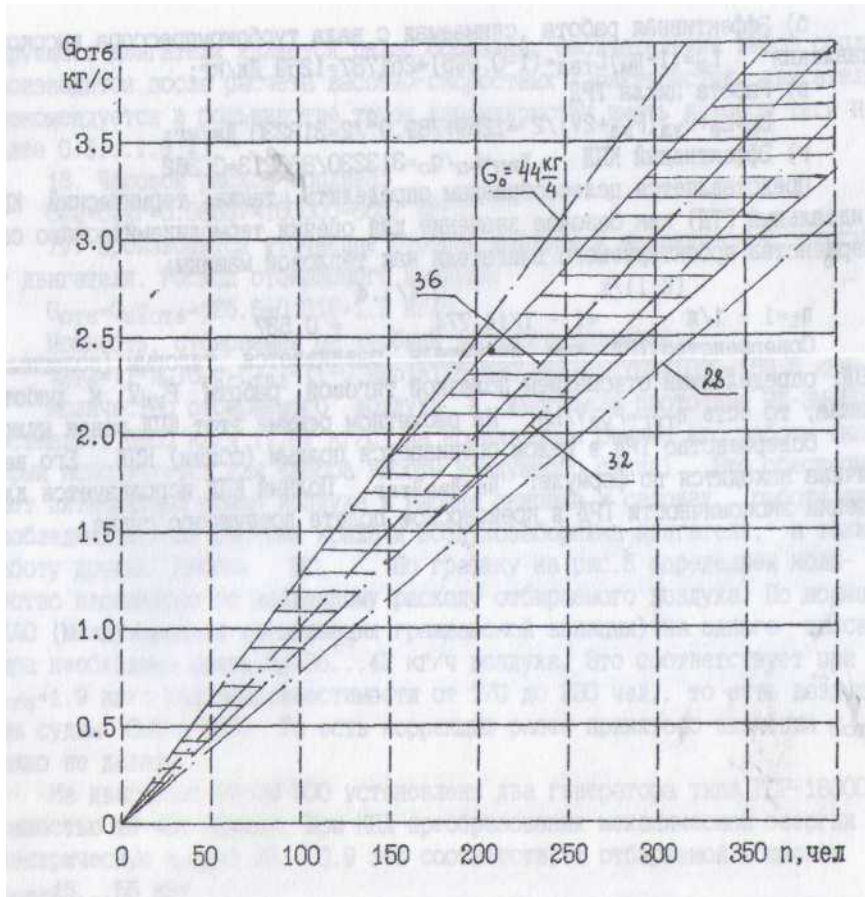


Рис.1.5. Зависимость отбираемого расхода воздуха от количества пассажиров по данным статистики (заштрихованное поле):
 G_0 – расход воздуха на одного пассажира за час полета по данным В.Г.Киприанова

РД-3М-500. на $\frac{789.9-579}{579} \cdot 100\% = 36.4\%$ и лучшую экономичность на $\frac{0.112-0.08657}{0.08657} \cdot 100\% = 29.4\%$.

Увеличение удельной тяги позволяет повысить скорость полёта воздушного судна, так как из уравнения для тяги воздушно-реактивного двигателя следует, что $P_{уд} = c_c \cdot V$.

Улучшение экономичности проектируемого двигателя позволяет повысить дальность полёта воздушного судна (при той же заправке топлива).

21. Переходим к определению геометрии контрольных сечений газоздушного тракта проектируемого двигателя. С этой целью задаётся

значением осевой скорости в контрольных сечениях проточной части двигателя, в том числе:

а) на входе в компрессор низкого давления: $c_B = 160 \frac{M}{c}$. Рекомендуется иметь $c_B = 160 \dots 220 \frac{M}{c}$, причем, чем больше тяга двигателя (больше его размерность), тем большие значения c_B можно принимать.

б) на выходе из компрессора высокого давления: $c_K = 100 \frac{M}{c}$ ($c_K = 100 \dots 120 \frac{M}{c}$).

в) на входе в компрессор высокого давления из условия линейного изменения осевой скорости по тракту компрессора двигателя:

$$c_i = \frac{p_i^* - p_K^*}{p_B^* - p_K^*} (c_B - c_K) + c_K;$$

$$c_X = \frac{p_X^* - p_K^*}{p_B^* - p_K^*} (c_B - c_K) + c_K = \frac{3.8652 \cdot 10^5 - 14.9699 \cdot 10^5}{0.998 \cdot 10^5 - 14.9699 \cdot 10^5} \cdot (160 - 100) + 100 = 147.7 \frac{M}{c};$$

г) на входе в турбину высокого давления: $c_T = 150 \frac{M}{c}$ ($c_T = 150 \dots 160 \frac{M}{c}$).

д) на выходе из турбины ВД: $c_Y = 250 \frac{M}{c}$ ($c_Y = 250 \dots 280 \frac{M}{c}$).

е) на выходе из турбины низкого давления: $c_T = 320 \frac{M}{c}$ ($c_T = 300 \dots 350 \frac{M}{c}$).

з) в обресе выходного сопла : $c_C = 562 \frac{M}{c}$.

22. Рассчитываются приведенная скорость λ и относительная плотность тока $q(\lambda)$ в контрольных сечениях проточной части двигателя:

а)

$$\lambda_B = \frac{c_B}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_B^*}} = \frac{160}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 288.15}} = 0.515;$$

$$q(\lambda_B) = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \lambda_B \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_B^2\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} =$$

$$= 1.2^{2.5} \cdot 0.515 \cdot \left(1 - \frac{0.4}{2.4} \cdot 0.515^2\right)^{2.5} = 0.7423;$$

б)
$$\lambda_K = \frac{c_K}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_K^*}} = \frac{100}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 683.2}} = 0.209; q(\lambda_K) = 0.3238;$$

$$в) \lambda_X = \frac{c_X}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_X^*}} = \frac{147.7}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 442.82}} = 0.383; q(\lambda_X) = 0.5686;$$

$$\lambda_\Gamma = \frac{c_\Gamma}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_\Gamma^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1370}} = 0.224;$$

$$г) q(\lambda_\Gamma) = \left(\frac{\kappa_\Gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa_\Gamma-1}} \lambda_\Gamma \left(1 - \frac{\kappa_\Gamma-1}{\kappa_\Gamma+1} \lambda_\Gamma^2\right)^{\frac{1}{\kappa_\Gamma-1}} =$$

$$= 1.165^{\frac{1}{0.33}} \cdot 0.224 \cdot \left(1 - \frac{0.33}{2.33} \cdot 0.224^2\right)^{\frac{1}{0.33}} = 0.3477;$$

д)

$$\lambda_y = \frac{c_y}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_{yy}^*}} = \frac{250}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1135.6}} = 0.409; q(\lambda_y) = 0.6048;$$

е)

$$\lambda_T = \frac{c_T}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_T^*}} = \frac{320}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1002}} = 0.558; q(\lambda_T) = 0.7731;$$

ж) В обресе выходного сопла ранее была рассчитана газодинамическая функция $y(\lambda_c)$.

23. Определяются проходные площади для воздуха и газа в контрольных сечениях проточной части двигателя:

$$а) F_B = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{m_B p_B^* q(\lambda_B)} = \frac{126.6 \cdot \sqrt{288.15}}{0.0404 \cdot 0.998 \cdot 10^5 \cdot 0.7423} = 0.718 \text{ м}^2;$$

$$б) F_K = \frac{G_B \sqrt{T_K^*}}{m_B p_K^* q(\lambda_K)} = \frac{126.6 \cdot \sqrt{683.2}}{0.0404 \cdot 14.9699 \cdot 10^5 \cdot 0.3238} = 0.169 \text{ м}^2;$$

$$в) F_X = \frac{G_B \sqrt{T_X^*}}{m_B p_X^* q(\lambda_X)} = \frac{126.6 \cdot \sqrt{442.82}}{0.0404 \cdot 3.8652 \cdot 10^5 \cdot 0.5686} = 0.300 \text{ м}^2;$$

$$г) F_\Gamma = \frac{G_B g_\Gamma \sqrt{T_\Gamma^*}}{m_\Gamma p_\Gamma^* q(\lambda_\Gamma)} = \frac{126.6 \cdot 0.964 \cdot \sqrt{1370}}{0.03966 \cdot 14.2963 \cdot 10^5 \cdot 0.3477} = 0.229 \text{ м}^2;$$

$$д) F_y = \frac{G_B (g_y + g_{охл}) \sqrt{T_{yy}^*}}{m_\Gamma p_y^* q(\lambda_y)} = \frac{126.6 \cdot (0.964 + 0.04) \cdot \sqrt{1135.6}}{0.03966 \cdot 6.6064 \cdot 10^5 \cdot 0.6048} = 0.270 \text{ м}^2;$$

$$е) F_T = \frac{G_B(g_T + g_{охл})\sqrt{T_T^*}}{m_T p_T^* q(\lambda_T)} = \frac{126.6 \cdot (0.964 + 0.04) \cdot \sqrt{1002.0}}{0.03966 \cdot 3.807 \cdot 10^5 \cdot 0.7731} = 0.345 \text{ м}^2;$$

$$ж) F_C = \overline{F_C} G_B = 2.1614 \cdot 10^{-3} \cdot 126.6 = 0.274 \text{ м}^2.$$

24. Наружный, внутренний, средний диаметры и высота лопатки (канала) в контрольных сечениях газоздушного тракта двигателя:

а) на входе в компрессор низкого давления:

$$D_{BН} = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-d_B^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.718}{3.14 \cdot (1-0.45^2)}} = 1.071 \text{ м};$$

$$D_{BВН} = D_{BН} \overline{d_B} = 1.071 \cdot 0.45 = 0.482 \text{ м};$$

$$D_{Bср} = 0.5(D_{BН} + D_{BВН}) = 0.5 \cdot (1.071 + 0.482) = 0.776 \text{ м};$$

$$h_B = 0.5(D_{BН} - D_{BВН}) = 0.5 \cdot (1.071 - 0.482) = 0.294 \text{ м},$$

где $\overline{d_B}$ - относительный диаметр втулки в данном сечении у двигателя

РД-3М-500 (см. приложение 2). При отсутствии данных рекомендуется $\overline{d_B} = 0.45 \dots 0.5$;

б) на выходе из компрессора высокого давления при постоянном наружном диаметре:

$$D_{КН} = D_{BН} = 1.071 \text{ м}; D_{КВН} = \sqrt{D_{КН}^2 - \frac{4F_K}{\pi}} = \sqrt{1.071^2 - \frac{4 \cdot 0.169}{3.14}} = 0.965 \text{ м};$$

$$D_{Кср} = 0.5(D_{КН} + D_{КВН}) = 0.5 \cdot (1.071 + 0.965) = 1.018 \text{ м};$$

$$h_K = 0.5(D_{КН} - D_{КВН}) = 0.5 \cdot (1.071 - 0.965) = 0.053 \text{ м}.$$

в) на выходе из компрессора низкого давления:

$$D_{XН} = D_{BН} = 1.071 \text{ м}; D_{XВН} = \sqrt{D_{XН}^2 - \frac{4F_x}{\pi}} = \sqrt{1.071^2 - \frac{4 \cdot 0.300}{3.14}} = 0.874 \text{ м};$$

$$D_{Xср} = 0.5(D_{XН} + D_{XВН}) = 0.5 \cdot (1.071 + 0.874) = 0.973 \text{ м};$$

$$h_x = 0.5(D_{XН} - D_{XВН}) = 0.5 \cdot (1.071 - 0.874) = 0.099 \text{ м}.$$

г) на входе в турбину высокого давления:

$$D_{Гср} = D_{КН} = 1.071 \text{ м}; h_T = \frac{F_T}{\pi D_{Гср}} = \frac{0.229}{3.14 \cdot 1.071} = 0.068 \text{ м};$$

$$D_{ТН} = D_{Гср} + h_T = 1.071 + 0.068 = 1.139 \text{ м};$$

$$D_{ТВН} = D_{Гср} - h_T = 1.071 - 0.068 = 1.003 \text{ м};$$

д) на входе в турбину низкого давления:

$$D_{y\text{ ср}} = D_{T\text{ ср}} = 1.071 \text{ м}; h_y = \frac{F_y}{\pi D_{y\text{ ср}}} = \frac{0.270}{3.14 \cdot 1.071} = 0.08 \text{ м};$$

$$D_{y\text{ н}} = D_{y\text{ ср}} + h_y = 1.071 + 0.08 = 1.151 \text{ м};$$

$$D_{y\text{ вн}} = D_{y\text{ ср}} - h_y = 1.071 - 0.08 = 0.991 \text{ м};$$

е) на выходе из турбины низкого давления:

$$D_{T\text{ ср}} = D_{y\text{ ср}} = 1.071 \text{ м}; h_T = \frac{F_T}{\pi D_{T\text{ ср}}} = \frac{0.345}{3.14 \cdot 1.071} = 0.102 \text{ м};$$

$$D_{T\text{ н}} = D_{T\text{ ср}} + h_T = 1.071 + 0.102 = 1.173 \text{ м};$$

$$D_{T\text{ вн}} = D_{T\text{ ср}} - h_T = 1.071 - 0.102 = 0.969 \text{ м};$$

ж) в обресе выходного сопла:

$$D_c = \sqrt{\frac{4F_c}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.274}{3.14}} = 0.349 \text{ м}.$$

25. Окружная скорость на среднем диаметре (определяется по предложению Н.Д. Тихонова):

а) турбины высокого давления

$$u_y = \sqrt{\frac{L_{\text{ТВД}}}{\mu z_{\text{ТВД}}}} = \sqrt{\frac{251787}{1.75 \cdot 1}} = 379 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

где μ - коэффициент нагрузки ступени. При осевом выходе газа из турбины оптимальное значение коэффициента нагрузки лежит в пределах $\mu = 1.3 \dots 1.4$. С увеличением закрутки потока на выходе из турбины оптимальное значение коэффициента нагрузки возрастает. При $\alpha_2 = 70 \dots 65^\circ$, что можно допустить для ступеней предшествующих последней, значение коэффициента нагрузки может быть увеличено до $\mu = 1.75 \dots 1.85$; $z_{\text{ТВД}} = 1$ - количество ступеней турбины высокого давления.

б) турбины низкого давления

$$u_T = \sqrt{\frac{L_{\text{ТНД}}}{\mu z_{\text{ТНД}}}} = \sqrt{\frac{154747}{1.35 \cdot 1}} = 338 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Производится проверка найденных значений u_y и u_T . С этой целью рассчитываются окружные скорости по концам рабочих лопаток компрессоров низкого и высокого давлений:

$$u_{\text{вн}} = u_T \frac{D_{\text{вн}}}{D_{T\text{ ср}}} = 338 \cdot \frac{1.071}{1.071} = 338 \frac{\text{м}}{\text{с}}; u_{\text{хн}} = u_y \frac{D_{\text{хн}}}{D_{y\text{ ср}}} = 379 \cdot \frac{1.071}{1.071} = 379 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Рекомендуется иметь $u_{\text{вн}} \leq 400 \dots 450 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

26. Количество ступеней компрессора низкого и высокого давлений;

$$z_{\text{кнд}} = \frac{L_{\text{кнд}}}{\mu u_{\text{вн}}^2} = \frac{155366}{0.28 \cdot 338^2} = 5; \quad z_{\text{квд}} = \frac{L_{\text{квд}}}{\mu u_{\text{хн}}^2} = \frac{241507}{0.28 \cdot 379^2} = 6,$$

где $\mu = 0.25 \dots 0.4$ - коэффициент нагрузки ступеней компрессора.

27. Частота вращения роторов низкого и высокого давления:

$$n_{\text{нд}} = \frac{60 u_{\text{вн}}}{\pi D_{\text{вн}}} = \frac{60 \cdot 338}{3.14 \cdot 1.071} = 6030 \frac{\text{об}}{\text{мин}}; \quad n_{\text{вд}} = \frac{60 u_{\text{хн}}}{\pi D_{\text{хн}}} = \frac{60 \cdot 379}{3.14 \cdot 1.071} = 6760 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$$

28. Определяется приближенно температура материала лопаток последней ступени турбины:

а) высокого давления

$$T_{\text{л вд}} \approx 0.95 \left(T_y^* + \frac{u_{\text{у ср}}^2}{2c_{\text{рг}}} \right) = 0.95 \cdot \left(1152.7 + \frac{379^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 1153.9 \text{ К};$$

б) низкого давления

$$T_{\text{л нд}} \approx 0.95 \left(T_{\text{т}}^* + \frac{u_{\text{т ср}}^2}{2c_{\text{рг}}} \right) = 0.95 \cdot \left(1002.0 + \frac{338^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 998.7 \text{ К}.$$

29. Рассчитывается напряжение растяжения в корневом сечении рабочих лопаток последней ступени турбины:

а) низкого давления

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{р нд}} &= 2\pi \rho_{\text{л нд}} \left(\frac{n_{\text{нд}}}{60} \right)^2 F_{\text{т}} \Phi = \\ &= 2 \cdot 3.14 \cdot 8200 \cdot \left(\frac{6030}{60} \right)^2 \cdot 0.345 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 98.7 \text{ МПа}, \end{aligned}$$

где $\rho_{\text{л нд}} = 8200 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность материала лопатки – жаропрочного сплава

ЭИ437Б (рис.1.6); $\Phi = 0.5 \dots 0.6$ – коэффициент, учитывающий уменьшением напряжения растяжения из-за изменения толщины профилей лопатки по высоте.

б) высокого давления

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{р вд}} &= 2\pi \rho_{\text{л вд}} \left(\frac{n_{\text{вд}}}{60} \right)^2 F_{\text{у}} \Phi = \\ &= 2 \cdot 3.14 \cdot 8250 \cdot \left(\frac{6760}{60} \right)^2 \cdot 0.27 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 97.6 \text{ МПа}, \end{aligned}$$

где $\rho_{\text{л вд}} = 8250 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность материала лопатки – жаропрочного сплава

ЖС6-К (см. рис.1.6).

30. Задаемся назначенным ресурсом двигателя 20000...25000 часов. В течение назначенного ресурса двигатель работает на взлетном режиме приблизительно 2...5 %, то есть 1000...1250 часов. Отсюда находим параметр Ларсена – Миллера по формуле:

а) для лопаток турбины высокого давления

$$P_{ВД} = T_{л\text{ВД}}(20 + \lg \tau) = 1153.9 \cdot (20 + \lg 1250) = 26651;$$

б) для лопаток турбины низкого давления

$$P_{НД} = T_{л\text{НД}}(20 + \lg \tau) = 998.7 \cdot (20 + \lg 1250) = 23067.$$

По графику на рис.1.6 по значению параметра Ларсена - Миллера находим для соответствующего материала допусковое напряжение длительной прочности:

а) для лопаток турбины высокого давления $\sigma_{\tau\text{ВД}}^t = 280$ МПа;

б) для лопаток турбины низкого давления $\sigma_{\tau\text{НД}}^t = 300$ МПа.

Таким образом запас прочности составляет:

а) для лопаток турбины высокого давления

$$K_{\sigma\text{ВД}} = \frac{\sigma_{\tau\text{ВД}}^t}{\sigma_{р\text{ВД}}} = \frac{280}{97.6} = 2.87;$$

б) для лопаток турбины низкого давления

$$K_{\sigma\text{НД}} = \frac{\sigma_{\tau\text{НД}}^t}{\sigma_{р\text{НД}}} = \frac{300}{98.7} = 3.04.$$

Рекомендуется иметь запас прочности $K_{\sigma} \geq 1.8...2.4$. Если это условие не выдерживается, то необходимо осуществить специальное охлаждение лопаток.

31. Производится расчет показателей цикла проектируемого ТРД и его перспективы::

а) работа цикла ТРД по результатам газодинамического расчета

$$L_{ц} = (1 - \eta_{\text{мех}})L_{\text{ТВД}} + \frac{P_{\text{уд}}(P_{\text{уд}} + 2V)}{2} =$$

$$= (1 - 0.995) \cdot 251787 + \frac{789.9 \cdot 789.9}{2} = 313230 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};;$$

б) внутренний (эффективный КПД)

$$\eta_{\text{вн}} = \frac{L_{ц}\eta_{\Gamma}}{q_{\text{кс}}} = \frac{313230 \cdot 0.985}{853.22 \cdot 10^3} = 0.362;$$

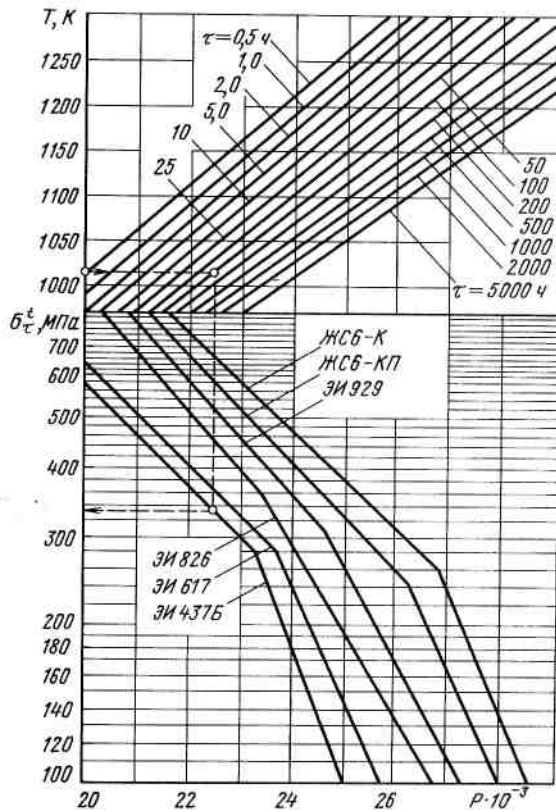


Рис.1.6. Изменение длительной прочности жаропрочных сталей и сплавов σ_{τ}^t в зависимости от длительности нагружения τ и температуры нагрева T, K (или от параметра Ларсена – Миллера $P \cdot 10^{-3}$)

в) КПД процессов сжатия и расширения

$$\eta_c = \frac{\left(\frac{p_K^*}{p_H}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_K^*}{T_H} - 1} = \frac{\left(\frac{14.9699}{1.01325}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1}{\frac{683.2}{288.15} - 1} = 0.845;$$

$$\eta_p = \frac{1 - \frac{T_c}{T_{\Gamma}^*}}{1 - \left(\frac{p_c}{p_K^*}\right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}}} = \frac{1 - \frac{865.7}{1370}}{1 - \left(\frac{2.0572}{14.9699}\right)^{\frac{1.33-1}{1.33}}} = 0.946;$$

г) коэффициент, учитывающий различие физических свойств газа и воздуха

$$\bar{m} = \frac{c_{\text{пр}} \left[1 - \left(\frac{p_{\text{Н}}}{p_{\text{К}}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}} \right]}{c_{\text{рв}} \left[1 - \left(\frac{p_{\text{Н}}}{p_{\text{К}}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} = \frac{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot \left[1 - \left(\frac{1.01325}{14.9699} \right)^{\frac{1.33-1}{1.33}} \right]}{\frac{1.4}{1.4-1} \cdot 287 \cdot \left[1 - \left(\frac{1.01325}{14.9699} \right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} \right]} = 1.047;$$

д) оптимальная степень повышения давления и максимальная работа цикла

$$\pi_{\Sigma \text{ опт}} = (\bar{m} \Delta \eta_{\text{с}} \eta_{\text{р}})^{\frac{\kappa}{2(\kappa-1)}} = (1.047 \cdot \frac{1370}{288.15} \cdot 0.845 \cdot 0.946)^{\frac{1.4}{2 \cdot (1.4-1)}} = 11.22;;$$

$$L_{\text{ц max}} = \frac{\kappa}{\kappa-1} R T_{\text{н}} \frac{(e_{\text{орт}} - 1)^2}{\eta_{\text{с}}}, = \frac{1.4}{1.4-1} \cdot 287 \cdot 288.15 \cdot \frac{(11.22^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1)^2}{0.845} = 339217 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

е) степень повышения давления, при которой имеет место максимальная экономичность двигателя ($C_{\text{уд min}}$)

$$\pi_{\eta_{\text{ВН}}=\text{max}} = \left[\frac{\bar{m} \Delta \eta_{\text{р}} - \sqrt{\bar{m}^2 \Delta^2 \eta_{\text{р}}^2 - \bar{m} \Delta \eta_{\text{р}} (\bar{m} \Delta \eta_{\text{р}} + 1 - \Delta) (\Delta \eta_{\text{с}} + 1 - \eta_{\text{с}})}}}{\bar{m} \Delta \eta_{\text{р}} + 1 - \Delta} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} =$$

$$= \left(\frac{e}{c} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(\frac{2.85977}{0.9645} \right)^{\frac{1.4}{1.4-1}} = 46.5,$$

$$\text{где } \Delta = \frac{1370}{288.15} = 4.754468; \quad a = 1.047 \cdot 4.754 \cdot 0.946 = 4.709;$$

$$e = 4.709 - \sqrt{4.709^2 - 4.709 \cdot (4.709 + 1 - 4.754) \cdot (4.754 \cdot 0.845 + 1 - 0.845)} = 2.85977;$$

$$c = 4.709 + 1 - 4.754 = 0.9645;$$

ж) внутренний КПД при $C_{\text{уд min}}$:

$$\eta_{\text{ВН max}} = \frac{\frac{\kappa}{\kappa-1} R \left(\frac{e-1}{\eta_{\text{с}}} \right) \left(\frac{\bar{m} \Delta \eta_{\text{с}} \eta_{\text{р}}}{e} - 1 \right)}{\left[0.9 + 10^{-4} T_{\text{н}} \left(2\Delta + 1 + \frac{e-1}{\eta_{\text{с}}} \right) \right] \left[\Delta - \left(\frac{e-1}{\eta_{\text{с}}} + 1 \right) \right]}$$

$$= \frac{\frac{1.4}{1.4-1} \cdot 287 \cdot \left(\frac{46.5 \cdot \frac{1.4-1}{0.845} - 1}{46.5 \cdot \frac{1.4-1}{0.845}} \right) \cdot \left(\frac{1.047 \cdot 4.754 \cdot 0.845 \cdot 0.946 - 1}{46.5 \cdot \frac{1.4-1}{0.845}} \right)}{\left[0.9 + 10^{-4} \cdot 288.15 \cdot \left(2 \cdot 4.754 + 1 + \frac{46.5 \cdot \frac{1.4-1}{0.845} - 1}{46.5 \cdot \frac{1.4-1}{0.845}} \right) \right] \cdot \left(4.754 - \frac{46.5 \cdot \frac{1.4-1}{0.845} - 1}{46.5 \cdot \frac{1.4-1}{0.845}} \right)} \cdot 10^{-3} = 0.44$$

Таким образом, проектируемый ТРД по своим параметрам рабочего процесса и энергетическим показателями отличается:

- от оптимальной величины степени повышения давления на

$$\frac{15-11.22}{11.22} \cdot 100\% = 33.7\%;$$

- от максимальной работы цикла на $\frac{339217-313230}{313230} \cdot 100\% = 8.3\%$;

- от экономической степени повышения давления в $\frac{46.5-15}{15} = 2.1$ раза;

- от максимального значения внутреннего КПД на

$$\frac{0.44-0.362}{0.362} \cdot 100\% = 21.5\%.$$

2. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой

На рис.2.1 показана схема двухвального одноконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой (ТРДФ). Такие двигатели способны обеспечить полеты воздушных судов со сверхзвуковыми скоростями, соответствующими числам $M_H=2.8...3.5$ на высотах до 25...30 км.

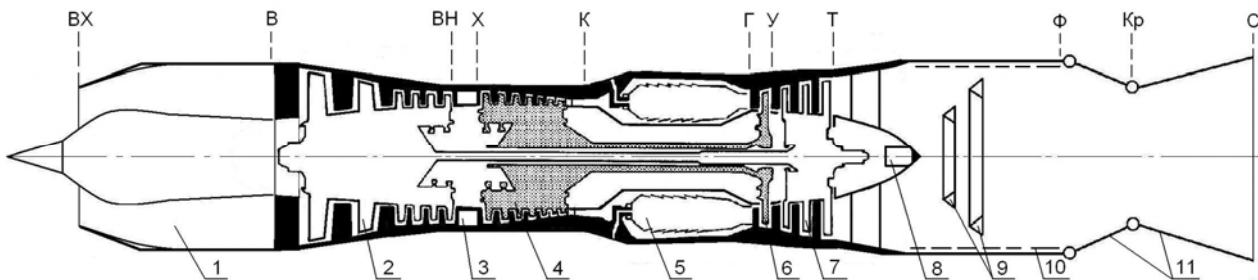


Рис. 2.1. Схема двухвального ТРДФ

- 1 - входное устройство для сверхзвуковых скоростей полета;**
2 - компрессор низкого давления; 3 – переходной корпус;
4 - компрессор высокого давления; 5 - основная камера сгорания;
6 - турбина высокого давления; 7 - турбина низкого давления;
8 – воспламенитель форсажной камеры; 9 - форсажная камера
(показаны стабилизаторы с коллекторами форсунок);
10 - антивибрационный экран; 11 - выходное сопло

Исходные данные для расчета: тяга на режиме полного форсажа

$$P_{\phi} = 132.6 \text{ кН}; \text{ общая степень повышения воздуха в компрессоре } \pi_{\kappa\Sigma}^* = 15;$$

температура газа перед турбиной $T_T^* = 1370 \text{ К}$; температура газа на выходе из форсажной камеры $T_{\phi}^* = 1700 \text{ К}$; прототип двигателя - ТРД РД-3М-500.

Порядок газодинамического расчета ТРДФ практически не отличается от такового для ТРД (см. п.1-15 предыдущего алгоритма). После определения температуры и давления газа за турбиной низкого давления рассчитываются параметры форсажной камеры.

16. Количество теплоты, сообщаемое потоку газа в камере:

$$q_{\kappa\phi} = c_{\text{пф}} (T_{\phi}^* - T_T^*) = 1.3402 \cdot (1700 - 1002) = 933 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}.$$

Отношение расходов топлива и газа в форсажной камере:

$$g_{\text{ТФ}} = \frac{q_{\kappa\phi}}{H_u \eta_{\kappa\phi}} = \frac{933}{43100 \cdot 0.965} = 0.02243,$$

$$\text{где } c_{\text{пф}} = 0.9 + 10^{-4} (2T_{\phi}^* + T_T^*) = 0.9 + 10^{-4} \cdot (2 \cdot 1700 + 1002) = 1.3402 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}} -$$

- средняя условная теплоемкость процесса подвода тепла в форсажной камере; $\eta_{кф}$ – коэффициент выделения тепла в форсажной камере, может быть принят несколько меньше, чем в основной камере сгорания (из-за меньшего давления газа, большой скорости потока, снижения коэффициента избытка воздуха в зоне горения и др.): $\eta_{кф}=0.96...0.97$.

17. Давление газа на выходе из форсажной камеры определяется по принятому значению коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{кф}=0.94...0.96$. Соответственно,

$$p_{кф}^* = p_T^* \sigma_{кф} = 3.8457 \cdot 10^5 \cdot 0.955 = 3.67 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}.$$

18. Переходим к расчету выходного сопла ТРДФ. Для этих двигателей является характерным использование регулируемых сопел, в которых осуществляется на расчетном режиме полное расширение газа (с целью получения наибольшей эффективной тяги) часто выходное сопло ТРДФ выполняют с небольшим недорасширением. Применение суживающихся сопел в ТРДФ, как показывают расчеты, приводит к существенным недоборам тяги, особенно при высоких значениях $T_{кф}^*$.

Скорость истечения газа из сопла ТРДФ при полном расширении газа ($p_c = p_H$) находится по формуле:

$$c_{сф} = \phi_{рс} \sqrt{2 \frac{\kappa_{Г}}{\kappa_{Г}-1} R_{Г} T_{кф}^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_{кф}^*} \right)^{\frac{\kappa_{Г}-1}{\kappa_{Г}}} \right]} =$$

$$= 0.97 \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{1.25}{1.25-1} \cdot 288 \cdot 1700 \cdot \left[1 - \left(\frac{1.01325 \cdot 10^5}{3.67 \cdot 10^5} \right)^{\frac{1.25-1}{1.25}} \right]} = 1022.5 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

— Коэффициент скорости в выходном сопле ТРДФ рекомендуется принимать в пределах $\phi_{рс} = 0.96...0.97$, показатель адиабаты $\kappa_{Г} = 1.25$, газовая постоянная

$$R_{Г} = 288 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Для уточнения показателя адиабаты $\kappa_{Г}$ в форсажной камере рекомендуем использовать данные профессора Р.М. Фёдорова:

$$\text{при } T < 500 \text{ К} \quad \kappa_{Г} = \frac{1}{0.7125 - 1.82 \cdot 10^{-5} T + 7.1 \cdot 10^{-8} T^2};$$

при $T \geq 500 \text{ K}, \alpha \geq 1$ $\kappa_{\Gamma} = \frac{1}{0.6861 + 8.1 \cdot 10^{-5} T - 1.954 \cdot 10^{-8} T^2} - 0.7 g_{\Gamma} + 1.1 g_{\Gamma}^2$;

$$R = 287.05 + 24.5 g_{\Gamma}.$$

19. Удельная тяга и удельный расход топлива ТРДФ:

$$P_{\text{удф}} = (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})(1 + g_{\text{тф}})c_{\text{сф}} - V =$$

$$= (0.964 + 0.04) \cdot (1 + 0.02243) \cdot 1022.5 = 1050 \frac{\text{М}}{\text{с}};$$

$$C_{\text{удф}} = \frac{3600 [g_{\Gamma}(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) + g_{\text{тф}}(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})]}{P_{\text{удф}}} =$$

$$= \frac{3600 \cdot [0.0201 \cdot (1 - 0.04 - 0.015) + 0.02243 \cdot (0.964 + 0.04)]}{1050} = 0.1426 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}.$$

20. Расход воздуха через двигатель:

$$G_{\text{в}} = \frac{P_{\text{ф}}}{P_{\text{удф}}} = \frac{132600}{1050} = 126.6 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

21. Часовой расход топлива:

$$G_{\text{тф}} = P_{\text{ф}} C_{\text{удф}} = 132600 \cdot 0.1426 = 18910 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}.$$

Проверка отборов воздуха и механической энергии в ТРДФ производится так же, как в ТРД (см. п. 19 предыдущего алгоритма).

22. Переходим к определению диаметральных размеров в контрольных сечениях проточной части ТРДФ (см. п.21 – 24 алгоритма ТРД). Параметры потока газа на выходе из форсажной камеры (сечение «Ф – Ф»), в критическом сечении сопла («Кр – Кр») находятся по формулам:

$$c_{\text{ф}} = 180 \frac{\text{М}}{\text{с}} (160 \dots 240 \frac{\text{М}}{\text{с}});$$

$$\lambda_{\text{ф}} = \frac{c_{\text{ф}}}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{\text{ф}}^*}} = \frac{180}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.25}{1.25+1} \cdot 288 \cdot 1700}} = 0.244;$$

$$q(\lambda_{\text{ф}}) = \left(\frac{\kappa_{\Gamma}+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa_{\Gamma}-1}} \lambda_{\text{ф}} \left(1 - \frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}+1} \lambda_{\text{ф}}^2\right)^{\frac{1}{\kappa_{\Gamma}-1}} =$$

$$= \left(\frac{1.25+1}{2}\right)^{\frac{1}{1.25-1}} \cdot 0.244 \cdot \left(1 - \frac{1.25-1}{1.25+1} \cdot 0.244^2\right)^{\frac{1}{1.25-1}} = 0.3806;$$

$$\begin{aligned}
 F_{\phi} &= \frac{G_B [(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})(1 + g_{\text{тф}})] \sqrt{T_{\phi}^*}}{m_{\Gamma} p_{\phi}^* q(\lambda_{\phi})} = \\
 &= \frac{126.6 \cdot [(0.964 + 0.04) \cdot (1 + 0.02243)] \cdot \sqrt{1700}}{0.03877 \cdot 3.67 \cdot 10^5 \cdot 0.3806} = 0.9894 \text{ м}^2; \\
 D_{\phi} &= \sqrt{\frac{4F_{\phi}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.9894}{3.14}} = 1.123 \text{ м}; \\
 \lambda_{\text{кр}} &= 1; q(\lambda_{\text{кр}}) = 1; F_{\text{кр}} = \frac{G_B [(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})(1 + g_{\text{тф}})] \sqrt{T_{\phi}^*}}{m_{\Gamma} p_{\phi}^* q(\lambda_{\text{кр}})} = \\
 &= \frac{126.6 \cdot [(0.964 + 0.04) \cdot (1 + 0.02243)] \cdot \sqrt{1700}}{0.03877 \cdot 3.67 \cdot 10^5 \cdot 1.0} = 0.3765 \text{ м}^2; \\
 D_{\text{кр}} &= \sqrt{\frac{4F_{\text{кр}}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.3765}{3.14}} = 0.693 \text{ м};
 \end{aligned}$$

23. Окружная скорость на среднем диаметре турбины высокого и низкого давлений, количество ступеней компрессора низкого и высокого давлений, а также частоты вращения роторов турбокомпрессоров низкого и высокого давлений определяются аналогично ТРД (см. п.25 – 27 предыдущего алгоритма).

24. Производится оценка прочности лопаток турбин высокого и низкого давлений (см. п.28-30 расчета ТРД).

25. Рассчитывается эффективный КПД двигателя:

а) располагаемая энергия топлива

$$\begin{aligned}
 q_o &= \frac{q_{\text{кс}}}{\eta_{\Gamma}} = \frac{853.22}{0.985} = 866.21 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}; \\
 q_{o\phi} &= \frac{q_{\text{кф}}}{\eta_{\Gamma\phi}} = \frac{933}{0.965} = 966.84 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};
 \end{aligned}$$

б) эффективная работа снимаемая с вала турбокомпрессора высокого давления

$$L_e = (1 - \eta_{\text{мех}}) L_{\text{ТВД}} = (1 - 0.995) \cdot 251787 = 1289 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

в) работа цикла ТРДФ

$$L_{\text{цф}} = L_e + \frac{P_{\text{удф}}(P_{\text{удф}} + 2V)}{2} = 1289 + \frac{1050^2}{2} = 552509 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

г) эффективный КПД

$$\eta_{\text{внф}} = \frac{L_{\text{цф}}}{q_o + q_{\text{кф}}} = \frac{552509}{866.21 \cdot 10^3 + 966.84 \cdot 10^3} = 0.301.$$

26. Для того, чтобы сравнить данные проектируемого ТРДФ с показателями прототипа – двигателя РД-3М-500, необходимо выполнить расчёт ТРДФ при выключенной форсажной камере и определить удельную тягу $P_{\text{уд}}$ и удельный расход топлива $C_{\text{уд}}$, а также тягу нефорсированного ТРД $P_{\text{ТРД}} = G_{\text{вТРДФ}} P_{\text{удТРД}}$. Затем следует рассчитать коэффициент форсирования тяги при включении форсажной камеры по формуле:

$$K_{\text{ф}} = \frac{P_{\text{фтрдф}}}{P_{\text{трд}}}.$$

При выполнении расчета нефорсированного ТРДФ следует иметь в виду, что в выходном сечении сопла также обеспечивается полное расширение газа ($p_c = p_H$) за счет соответствующего изменения площади критического сечения сопла F_{kp} , а также и F_c .

Скорость истечения газа из сопла нефорсированного ТРДФ равна (см. п.166 расчета ТРД): $c_c = 790 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

Соответственно, удельная тяга, удельный расход топлива, тяга нефорсированного ТРДФ и коэффициент форсирования равны:

$$P_{\text{уд}} = (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})c_c - V = (0.964 + 0.04) \cdot 790 = 793.2 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}};$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 g_{\Gamma} (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})}{P_{\text{уд}}} = \frac{3600 \cdot 0.0201 \cdot (1 - 0.04 - 0.015)}{793.2} = 0.0862 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}};$$

$$P = P_{\text{уд}} G_{\text{в}} = 793.2 \cdot 126.6 = 100414 \text{ Н};$$

$$K_{\text{ф}} = \frac{P_{\text{фтрдф}}}{P_{\text{трд}}} = \frac{132.6 \cdot 10^3}{100414} = 1.32.$$

Таким образом проектируемый нефорсированный ТРДФ имеет удельную тягу больше, чем у двигателя РД-3М-500. на $\frac{793.2 - 579}{579} \cdot 100\% = 37.0\%$ и лучшую экономичность на $\frac{0.112 - 0.0862}{0.0862} \cdot 100\% = 30.0\%$.

При заданной температуре $T_{\text{ф}}^*$ максимальному значению $c_{\text{сф}}$ и $P_{\text{удф}}$ соответствует такое оптимальное значение $\pi_{\text{копт}}^*$, при котором давление на

выходе из турбины p_T^* и форсажной камеры p_{Φ}^* максимальны. Приближенно значение $\pi_{конт}^*$ находится по формуле:

$$\pi_{конт.ф}^* = \left(\frac{1 + \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{В}}^*} \eta_{\text{к}}^* \eta_{\text{т}}^*}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}},$$

где $\eta_{\text{к}}^*$ – адиабатический КПД в компрессоре по параметрам заторможенного потока; $\eta_{\text{т}}^*$ – то же для турбины.

Используя результаты газодинамического расчета ТРДФ, находим:

$$\eta_{\text{к}}^* = \frac{\left(\frac{p_{\text{к}}^*}{p_{\text{в}}^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_{\text{к}}^*}{T_{\text{в}}^*} - 1} = \frac{\left(\frac{14.9699}{0.998} \right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1}{\frac{683.2}{288.15} - 1} = 0.852;$$

$$\eta_{\text{т}}^* = \frac{1 - \frac{T_{\text{т}}^*}{T_{\text{г}}^*}}{1 - \left(\frac{p_{\text{т}}^*}{p_{\text{г}}^*} \right)^{\frac{\kappa_{\text{г}}-1}{\kappa_{\text{г}}}}} = \frac{1 - \frac{1002}{1370}}{1 - \left(\frac{3.807}{14.2963} \right)^{\frac{1.33-1}{1.33}}} = 0.96;$$

$$\pi_{конт.ф}^* = \left(\frac{1 + \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{В}}^*} \eta_{\text{к}}^* \eta_{\text{т}}^*}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(\frac{1 + \frac{1370}{288.15} \cdot 0.852 \cdot 0.96}{2} \right)^{\frac{1.4}{1.4-1}} = 22.83.$$

В отличие от ТРД в ТРДФ оптимальное и экономическое значения $\pi_{\text{к}}^*$ практически совпадают ($\pi_{\text{конт.ф}}^* \approx \pi_{\text{к}}^* \eta_{\text{вн}}^* = \max$), так как у ТРДФ суммарный расход топлива $g_{\text{т}\Sigma} = g_{\text{т}} + g_{\text{т}\Phi}$ с точностью до $c_{\text{рг}} \neq c_{\text{рг}\Phi}$ и $\eta_{\text{г}} \approx \eta_{\text{г}\Sigma}$ при $T_{\Phi}^* = \text{const}$ не зависит от $\pi_{\text{к}}^*$ и $T_{\text{г}}^*$. В таком случае $C_{\text{уд min}} \approx \frac{\text{const}}{P_{\text{удф}}}$.

3. Турбовинтовой двигатель

Газотурбинный двигатель, в котором преобладающая доля энергии сгорания топлива преобразуется в механическую энергию на выводном валу, называют **турбовальным двигателем**.

Турбовальный двигатель, в котором преобладающая доля полезной работы цикла преобразуется в механическую энергию на выходном валу для привода тянущего или толкающего воздушного винта, называют **турбовинтовым двигателем** (ТВД, рис.3.1).

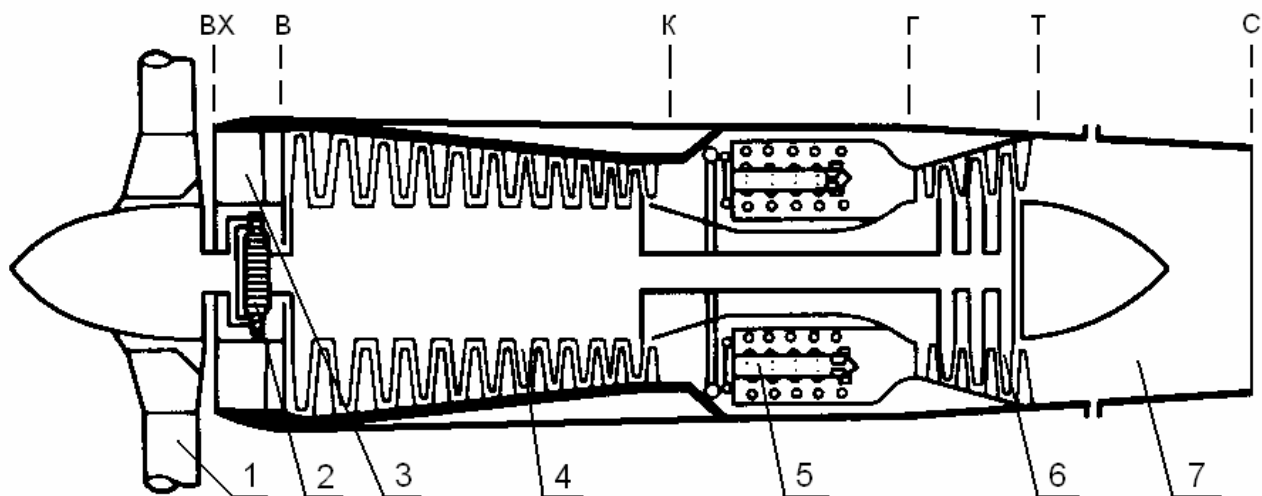


Рис. 3.1. Схема турбовинтового двигателя - ТВД

1 - воздушный винт; 2 - редуктор; 3 - входное устройство; 4 - компрессор; 5 - камера сгорания; 6 - турбина; 7 - выходное сопло (устройство); вх, в, к, г, т, с, - обозначения контрольных сечений проточной части двигателя

Такие двигатели применяются в гражданской авиации на воздушных судах с относительно небольшими крейсерскими скоростями полета $V = 500 \dots 650$ км/ч, при которых они являются наиболее экономичными.

Тяга в ТВД создается в основном воздушным винтом (85...90 %) и частично выходным соплом (10...15 %). ТВД состоит из тех же элементов, что и ТРД и, кроме того, снабжен редуктором, поскольку частота вращения воздушного винта, при которой он имеет максимальную эффективность, оказывается значительно меньше оптимальной для турбокомпрессора.

Основным показателем назначения ТВД является **эквивалентная мощность $N_{эkv}$** , складывающаяся из **винтовой мощности $N_{в}$** и **мощности струи газа в выходном сечении реактивного сопла N_{pc}** , приведенной к валу воздушного винта (поделенной на КПД винта $\eta_{в}$).

Рассмотрим пример расчета одновального ТВД:

Исходные данные: эквивалентная мощность $N_{\text{э}}=1800$ кВт; степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{\text{к}}^*=8$; температура газа перед турбиной $T_{\text{Г}}^*=1200$ К; высота и скорость ограничения винтовой мощности ТВД $H_{\text{огр}}=3.5$ км, $V_{\text{огр}}=100$ м/с; прототип двигателя ТВД АИ-24.

Турбовинтовой двигатель АИ-24 устанавливается на воздушные суда местных воздушных линий Ан-24 (первый полет 1959 год; начало серийного производства 1962 год; силовая установка состоит из двух ТВД АИ-24 и одного ТРД РУ19-300; мощность двигателя 1880 кВт; максимальная тяга двигателя на взлете 8.83 кН; взлетная масса 21.8 т; масса снаряженного самолета 14.6 т; максимальная коммерческая нагрузка 5.3 т; дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке 990 км; крейсерская скорость 450 км/ч; высота крейсерского полета 6 км; число пассажиров 52 чел.; запас топлива на борту 5т). Двигатель АИ-24 имеет следующие данные: эквивалентная мощность 1880 кВт; степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{\text{к}}^*=6.4$; температура газа перед турбиной $T_{\text{Г}}^*=1150$ К; удельный расход топлива на взлетном режиме $C_{\text{э}} = 0.364 \frac{\text{кг}}{\text{кВт}\cdot\text{ч}}$; расход воздуха

13.1 кг/с; масса двигателя 600 кг; наибольшая высота двигателя 1.075 м; длина двигателя 2.346 м; ширина двигателя 0.677 м).

Двигатель имеет ограничение по винтовой мощности, связанной с одной из особенностей ТВД, проявляющейся в том, что при обеспечении необходимой мощности для крейсерского полета $N_{\text{в крейс}}$ в условиях взлета требуется мощность $N_{\text{в max}} \gg N_{\text{в крейс}}$, на которую двигатель обычно не проектируют.

Это объясняется тем, что для условий взлета требуется мощность $N_{\text{во}}$ значительно меньшая, чем $N_{\text{в max}}$. Поэтому двигатель проектируют у земли на $N_{\text{во}}$ (меньше масса и габариты редуктора), а для обеспечения крейсерской мощности винтовую мощность двигателя поддерживают постоянной до определенной высоты и скорости ограничения $H_{\text{огр}}, V_{\text{огр}}$.

Порядок расчета ТВД следующий:

1. Параметры воздушного потока на входе в двигатель и перед компрессором определяются так же, как и в расчете ТРД (см. п.1-5 алгоритма ТРД). Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве ТВД рекомендуется принимать равным $\sigma_{\text{вх}}=0.98...1.02$ (вследствие поджатая воздушной струи винтом происходит компенсация снижения полного давления):

$$p_{\text{в}}^* = p_{\text{н}}^* \sigma_{\text{вх}} = 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 1.0 = 1.01325 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$$

2. Рассчитываются работа сжатия и параметры воздушного потока за компрессором:

$$L_K = c_{pB} T_B^* \left(\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K} = 1004.5 \cdot 288.15 \cdot \left(8^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{0.86} = 273105 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{c_{pB}} = 288.15 + \frac{273105}{1004.5} = 560.03 \text{ К};$$

$$p_K^* = p_B^* \pi_K^* = 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 8 = 8.106 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}.$$

ТВД относятся к ГТД небольшой размерности по сравнению с ТРД. То есть расход воздуха в ТВД существенно меньше, чем в ТРД или во внутреннем контуре ТРДД. Поэтому значение адиабатического КПД компрессора η_K^* рекомендуется принимать по статистике или по характеристике, если таковая имеется. При средних значениях π_K^* (от $\pi_K^* = 6$ до $\pi_K^* = 14$ можно принимать $\eta_K^* = 0.84 \dots 0.86$, причем, чем больше π_K^* , тем меньше η_K^*).

3. Определяются основные параметры камеры сгорания:

а) количество теплоты, сообщаемое воздуху, находится по формуле:

$$q_{KC} = c_{п} (T_{Г}^* - T_{К}^*) = 1.196 \cdot (1200 - 560.03) = 765.44 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}},$$

где $c_{п}$ – средняя условная теплоемкость процесса теплоподвода, находится по формуле:

$$c_{п} = 0.9 + 10^{-4} (2T_{Г}^* + T_{К}^*) = 0.9 + 10^{-4} \cdot (2 \cdot 1200 + 560.03) = 1.196 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

б) отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания определяется из уравнения баланса энергий для камеры сгорания:

$$G_{Т} H_u \eta_{Г} = G_{В\text{ кс}} q_{KC}; \quad g_{Т} = \frac{G_{Т}}{G_{В\text{ кс}}} = \frac{q_{KC}}{H_u \eta_{Г}} = \frac{765.44}{43100 \cdot 0.98} = 0.01812,$$

где H_u – низшая (рабочая) теплотворная способность авиационного топлива (для керосина марки ТС-1 $H_u = 43100 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$, плотность $850 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$,

приложение 4);

$\eta_{Г}$ – коэффициент выделения тепла (называемый также КПД камеры сгорания), может быть равным $\eta_{Г} = 0.98 \dots 0.995$. Причем, чем выше $T_{Г}^*$ (больше область горения в жаровых трубах), тем большие значения $\eta_{Г}$ рекомендуется принимать;

в) коэффициент избытка воздуха на выходе из камеры сгорания находится по формуле:

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{1}{l_o g_{\Gamma}} = \frac{1}{14.94 \cdot 0.01812} = 3.693.$$

Если полученное значение α_{Σ} оказывается более 5...7 или менее 1...2, то рабочий процесс в камере сгорания практически неосуществим ("срыв" пламени бедной или обогащенной смеси). То есть необходимо либо увеличить π_{κ}^* , либо T_{Γ}^* .

г) газовая постоянная продуктов сгорания

$$R_{\Gamma} = R \frac{1+1.0862 g_{\Gamma}}{1+g_{\Gamma}} = 287 \cdot \frac{1+1.0862 \cdot 0.01812}{1+0.01812} = 287.4 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

д) Полное давление газа на выходе из камеры сгорания:

$$p_{\Gamma}^* = p_{\kappa}^* \sigma_{\kappa\Gamma} = 8.106 \cdot 10^5 \cdot 0.95 = 7.7607 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}.$$

4. Работа расширения газа в турбине:

$$\begin{aligned} L_{\Gamma} &= \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{\Gamma}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}} \right] \eta_{\Gamma} = \\ &= \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.4 \cdot 1200 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{7.6} \right)^{\frac{1.33-1}{1.33}} \right] \cdot 0.82 = 450755 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}, \end{aligned}$$

где $\pi_{\Gamma} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\Gamma}} = \frac{7.7607 \cdot 10^5}{1.01325 \cdot 10^5} = 7.6$ – действительная степень понижения давления

газа в турбине; $p_m = (1.0...1.05) p_H = 1.01325 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$ – статическое давление в

потоке газа за турбиной; η_{Γ} – мощностной КПД турбины ТВД. На расчетном режиме рекомендуется принимать $\eta_{\Gamma} = 0.8...0.83$, причем, чем больше эквивалентная мощность, тем больше η_{Γ} .

5. Рассчитывается температура заторможенного потока газа за турбиной.

В начале находится температура газа на выходе из неохлаждаемой турбины по формуле:

$$T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\Gamma}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma}} = 1200 - \frac{450755}{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.4} = 810.9 \text{ К}.$$

Далее определяется температура газа на выходе из охлаждаемой турбины из условия изобарного смешения охлаждающего воздуха, выходящего из лопаток турбины, с основным потоком газа :

$$T_{\text{ТТ}}^* = \frac{c_{\text{рг}} g_{\text{Г}} T_{\text{Т}}^* + c_{\text{рв}} g_{\text{охл}} T_{\text{К}}^*}{c_{\text{рсм}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{охл}})},$$

где $c_{\text{рг}}, c_{\text{рв}}, c_{\text{рсм}}$ – средние теплоемкости газа в интервале температур $]T_{\text{Г}}^*, T_{\text{Т}}^* [$, воздуха $]T_{\text{Н}}^*, T_{\text{К}}^* [$ и смеси газа с охлаждающим воздухом $]T_{\text{Г}}^*, T_{\text{ТТ}}^* [$ определяются приближенно по формулам:

$$c_{\text{рг}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{Т}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 810.9 = 1.1433 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{\text{рв}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{К}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 560.03 = 1.068 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{\text{рсм}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{ТТ}}^*;$$

$g_{\text{Г}} = (1 + g_{\text{Т}})(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) = (1 + 0.01812) \cdot (1 - 0.04 - 0.02) = 0.957$ – относительный расход газа в турбине высокого давления.

Поскольку $T_{\text{ТТ}}^*$ используется для определения $c_{\text{рсм}}$, то находим в начале:

$$A = \frac{c_{\text{рг}} g_{\text{Г}} T_{\text{Т}}^* + c_{\text{рв}} g_{\text{охл}} T_{\text{К}}^*}{g_{\text{Г}} + g_{\text{охл}}} = \frac{1.1433 \cdot 0.957 \cdot 810.9 + 1.068 \cdot 0.04 \cdot 560.03}{0.957 + 0.04} = 913.9$$

Далее рассчитывается температура $T_{\text{ТТ}}^*$:

$$T_{\text{ТТ}}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} A} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 913.9} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 801.36 \text{ К};$$

$$c_{\text{рсм}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{ТТ}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 801.36 = 1.1404 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

где $g_{\text{охл}}$ – относительный расход воздуха на охлаждение турбины. Для малоразмерных двигателей рекомендуется увеличить в 1,5...2 раза найденные по графику на рис.1.4 значения $g_{\text{охл}}$.

6. Задаемся приведенной скоростью газа на выходе из турбины: $\lambda_{\text{Т}} = 0.6...0.7$ (для снижения высоты лопаток турбины). Причем, чем выше температура газа на выходе из турбины, тем меньшие значения $\lambda_{\text{Т}}$ рекомендуется принимать. В данном примере $\lambda_{\text{Т}} = 0.65$. Далее находятся:

а) термодинамическая температура

$$T_{\text{Т}} = T_{\text{ТТ}}^* \left(1 - \frac{\kappa_{\text{Г}} - 1}{\kappa_{\text{Г}} + 1} \lambda_{\text{Т}}^2\right) = 801.36 \cdot \left(1 - \frac{1.33 - 1}{1.33 + 1} \cdot 0.65^2\right) = 753.4 \text{ К};$$

б) давление заторможенного потока газа

$$p_{\text{Т}}^* = p_{\text{Т}} \left(\frac{T_{\text{ТТ}}^*}{T_{\text{Т}}}\right)^{\frac{\kappa_{\text{Г}}}{\kappa_{\text{Г}} - 1}} = 1.01325 \cdot 10^5 \cdot \left(\frac{801.36}{753.4}\right)^{\frac{1.33}{1.33 - 1}} = 1.2993 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2};$$

в) скорость

$$c_T = \lambda_T a_{кр} = \lambda_T \sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma R_\Gamma T_{\Gamma T}^*}{\kappa_\Gamma + 1}} = 0.65 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.4 \cdot 801.36}{1.33 + 1}} = 333.3 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

7. Скорость истечения газа из выходного сопла:

$$c_c = \varphi_{рс} \sqrt{2 \frac{\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma - 1} R_\Gamma T_{\Gamma T}^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_T^*} \right)^{\frac{\kappa_\Gamma - 1}{\kappa_\Gamma}} \right]} =$$

$$= 0.985 \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.4 \cdot 801.36 \cdot \left[1 - \left(\frac{1.01325 \cdot 10^5}{1.2993 \cdot 10^5} \right)^{\frac{1.33 - 1}{1.33}} \right]} = 328.3 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

8. Работа, передаваемая на вал воздушного винта:

$$L_B = (L_T g_\Gamma \eta_{\text{мех}} - L_K) \eta_{\text{ред}} =$$

$$= (450755 \cdot 0.957 \cdot 0.995 - 273105) \cdot 0.98 = 153000 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}},$$

где $\eta_{\text{ред}}$ - КПД редуктора. Рекомендуется принимать $\eta_{\text{ред}} = 0.97 \dots 0.99$, причем, чем больше мощность двигателя, тем больше $\eta_{\text{ред}}$.

9. Эквивалентная работа (или удельная мощность $N_{y\partial}$) при работе ТВД на месте ($V=0$):

$$L_{\partial} = L_B + 70(g_\Gamma + g_{\text{охл}})c_c = 153000 + 70 \cdot (0.957 + 0.04) \cdot 328.3 = 175900 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

10. Расход воздуха через двигатель:

$$G_B = \frac{N_{\partial}}{L_{\partial}} = \frac{1800 \cdot 10^3}{175900} = 10.23 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

11. Винтовая мощность:

$$N_B = G_B L_B = 15300 \cdot 1023 \cdot 10^{-3} = 1565 \text{ кВт}$$

или 86.9 % от эквивалентной мощности ТВД.

12. Удельный расход топлива:

$$C_{\partial} = \frac{3600 g_T (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})}{L_{\partial}} = \frac{3600 \cdot 0.01812 \cdot (1 - 0.04 - 0.02)}{175900 \cdot 10^{-3}} = 0.3486 \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}.$$

13. Часовой расход топлива:

$$G_{\text{ТЧ}} = C_{\partial} N_{\partial} = 0.3486 \cdot 1800 = 628 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}.$$

14. Производится уточнение отборов воздуха и механической энергии от двигателя. Расход отбираемого воздуха:

$$G_{\text{отб}} = g_{\text{отб}} G_{\text{в}} = 0.02 \cdot 10.23 = 0.202 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

Мощность, отбираемая от турбины высокого давления:

$$N_{\text{отб}} = (1 - \eta_{\text{мех}}) G_{\text{в}} g_{\text{т}} L_{\text{т}} = (1 - 0.995) \cdot 10.23 \cdot 0.957 \cdot 450755 \cdot 10^{-3} = 22 \text{ кВт}$$

Исходя из количества пассажиров на борту ВС $n = 52 \text{ чел}$ и потребного количества воздуха по нормам ИКАО на одного пассажира $G_o = 36 \dots 42 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$ по графику на рис.1.5 находим $G_{\text{отб}} = 0.5 \dots 0.6 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. То есть коррекцию ранее принятого значения $g_{\text{отб}}$ необходимо выполнить.

На двигателе АИ-24 установлены два генератора типа СТГ-18ТМ и ГТ16П48 общей мощностью примерно 36 кВт. При КПД преобразования механической энергии в электрическую $\eta_{\text{ген}} = 0.85 \dots 0.9$ это соответствует отбираемой мощности $N_{\text{отб}} = 40 \dots 42 \text{ кВт}$. Отсюда следует, то необходимо осуществить коррекцию ранее принятого значения $\eta_{\text{мех}}$ и повторения расчета.

Если установить мощность отбираемой электрической энергии от двигателя не представляется возможным, рекомендуется приблизительно принять $N_{\text{отб}} = 50 \dots 60 \text{ кВт}$ на каждые 100 кН тяги. Тяга ТВД в условиях старта приближённо находится из условия $1 \text{ кВт} = 15 \text{ Н}$: $P_{\text{ТВД}} = 15 N_{\text{э}}, \text{ Н}$.

15. Производится сравнение удельной мощности и удельного расхода топлива проектируемого двигателя и прототипа. Из данных для двигателя

АИ-24 следует, что его удельная мощность $N_{\text{уд АИ-24}} = \frac{1880}{13.1} = 143.5 \frac{\text{кВт} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$, а

удельный расход топлива $C_{\text{э АИ-24}} = 0.364 \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$. Таким образом,

проектируемый двигатель имеет больше удельную мощность на $\frac{175.9 - 143.5}{143.5} \cdot 100\% = 22.6\%$, а экономичность лучше на

$\frac{0.364 - 0.3486}{0.3486} \cdot 100\% = 4.42\%$.

Повышение удельной мощности позволяет уменьшить массу двигателя, а улучшение экономичности увеличить дальность полёта при той же заправке топлива на борту воздушного судна.

16. Переходим к определению диаметральных размеров в контрольных сечениях проточной части проектируемого двигателя. С этой целью задаёмся значением осевой скорости в контрольных сечениях проточной части двигателя, в том числе:

а) на входе в компрессор: $c_B = 140 \frac{M}{c}$. Рекомендуется иметь $c_B = 140 \dots 180 \frac{M}{c}$, причем, чем больше мощность двигателя (больше его размерность), тем большие значения c_B можно принимать;

б) на выходе из компрессора высокого давления: $c_K = 100 \frac{M}{c}$ ($c_K = 100 \dots 120 \frac{M}{c}$);

в) на входе в турбину высокого давления: $c_T = 150 \frac{M}{c}$ ($c_T = 150 \dots 160 \frac{M}{c}$);

г) на выходе из турбины: $c_T = 333.3 \frac{M}{c}$ (из предыдущих расчётов);

д) на выходе из выходного сопла $c_C = 328.3 \frac{M}{c}$.

17. Рассчитываются приведенная скорость и относительная плотность тока в контрольных сечениях проточной части двигателя:

а)

$$\lambda_B = \frac{c_B}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_B^*}} = \frac{140}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 288.15}} = 0.451;$$

$$q(\lambda_B) = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \lambda_B \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_B^2\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} = \\ = 1.2^{2.5} \cdot 0.451 \cdot \left(1 - \frac{0.4}{2.4} \cdot 0.451^2\right)^{2.5} = 0.6523;$$

б)

$$\lambda_K = \frac{c_K}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_K^*}} = \frac{100}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 560.03}} = 0.231; q(\lambda_K) = 0.3145;$$

в)

$$\lambda_T = \frac{c_T}{\sqrt{\frac{2\kappa_T}{\kappa_T+1} R_T T_T^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287 \cdot 4 \cdot 1200}} = 0.239;$$

$$q(\lambda_T) = \left(\frac{\kappa_T+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa_T-1}} \lambda_T \left(1 - \frac{\kappa_T-1}{\kappa_T+1} \lambda_T^2\right)^{\frac{1}{\kappa_T-1}} = \\ = 1.165^{0.33} \cdot 0.239 \cdot \left(1 - \frac{0.33}{2.33} \cdot 0.239^2\right)^{0.33} = 0.3704;$$

г) $\lambda_T = 0.65; q(\lambda_T) = 8564;$

$$д) \quad \lambda_c = \frac{c_c}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_{\Gamma\Gamma}^*}} = \frac{328.3}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.4 \cdot 801.36}} = 0.64; \quad y(\lambda_c) = 1.0792.$$

18. Определяются проходные площади для воздуха и газа в контрольных сечениях проточной части двигателя:

$$а) \quad F_B = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{m_B p_B^* q(\lambda_B)} = \frac{10.23 \cdot \sqrt{288.15}}{0.0404 \cdot 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 0.6523} = 0.065 \text{ м}^2;$$

$$б) \quad F_K = \frac{G_B \sqrt{T_K^*}}{m_B p_K^* q(\lambda_K)} = \frac{10.23 \cdot \sqrt{560.03}}{0.0404 \cdot 8.106 \cdot 10^5 \cdot 0.3145} = 0.0235 \text{ м}^2;$$

$$в) \quad F_\Gamma = \frac{G_B g_\Gamma \sqrt{T_\Gamma^*}}{m_\Gamma p_\Gamma^* q(\lambda_\Gamma)} = \frac{10.23 \cdot 0.957 \cdot \sqrt{1200}}{0.03966 \cdot 7.7607 \cdot 10^5 \cdot 0.3704} = 0.02975 \text{ м}^2;$$

$$г) \quad F_T = \frac{G_B (g_\Gamma + g_{охл}) \sqrt{T_{\Gamma\Gamma}^*}}{m_\Gamma p_\Gamma^* q(\lambda_T)} = \frac{10.23 \cdot (0.957 + 0.04) \cdot \sqrt{801.36}}{0.03966 \cdot 1.2993 \cdot 10^5 \cdot 0.8564} = 0.0654 \text{ м}^2;$$

$$д) \quad F_C = \frac{G_B (g_\Gamma + g_{охл}) \sqrt{T_{\Gamma\Gamma}^*}}{m_\Gamma p_C y(\lambda_c)} = \frac{10.23 \cdot (0.957 + 0.04) \cdot \sqrt{801.36}}{0.03966 \cdot 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 1.0792} = 0.06657 \text{ м}^2.$$

19. Наружный, внутренний, средний диаметры и высота лопатки (канала) в контрольных сечениях газоздушного тракта двигателя:

а) на входе в компрессор:

$$D_{BН} = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-d_B^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.065}{3.14 \cdot (1-0.42^2)}} = 0.317 \text{ м};$$

$$D_{BВН} = D_{BН} \bar{d}_B = 0.317 \cdot 0.425 = 0.133 \text{ м};$$

$$D_{Bср} = 0.5(D_{BН} + D_{BВН}) = 0.5 \cdot (0.317 + 0.133) = 0.225 \text{ м};$$

$$h_B = 0.5(D_{BН} - D_{BВН}) = 0.5 \cdot (0.317 - 0.133) = 0.092 \text{ м},$$

где \bar{d}_B - относительный диаметр втулки в данном сечении у двигателя АИ-24 (см. приложение 2). При отсутствии данных рекомендуется $\bar{d}_B = 0.45 \dots 0.5$;

б) на выходе из компрессора при постоянном наружном диаметре:

$$D_{КН} = D_{BН} = 0.317 \text{ м}; \quad D_{КВН} = \sqrt{D_{КН}^2 - \frac{4F_K}{\pi}} = \sqrt{0.317^2 - \frac{4 \cdot 0.0235}{3.14}} = 0.266 \text{ м};$$

$$D_{Кср} = 0.5(D_{КН} + D_{КВН}) = 0.5 \cdot (0.317 + 0.266) = 0.291 \text{ м};$$

$$h_K = 0.5(D_{КН} - D_{КВН}) = 0.5 \cdot (0.317 - 0.266) = 0.025 \text{ м}.$$

в) на входе в турбину:

$$D_{Г ср} = D_{К Н} = 0.317 \text{ м}; h_{Г} = \frac{F_{Г}}{\pi D_{Г ср}} = \frac{0.02975}{3.14 \cdot 0.317} = 0.030 \text{ м};$$

$$D_{Г Н} = D_{Г ср} + h_{Г} = 0.317 + 0.03 = 0.347 \text{ м};$$

$$D_{Г вН} = D_{Г ср} - h_{Г} = 0.317 - 0.03 = 0.287 \text{ м};$$

г) на выходе из турбины:

$$D_{Т ср} = D_{у ср} = 0.317 \text{ м}; h_{Т} = \frac{F_{Т}}{\pi D_{Т ср}} = \frac{0.0654}{3.14 \cdot 0.317} = 0.066 \text{ м};$$

$$D_{Т Н} = D_{Т ср} + h_{Т} = 0.317 + 0.066 = 0.383 \text{ м};$$

$$D_{Т вН} = D_{Т ср} - h_{Т} = 0.317 - 0.066 = 0.251 \text{ м};$$

д) в обресе выходного сопла:

$$D_{с} = \sqrt{\frac{4F_{с}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.06657}{3.14}} = 0.291 \text{ м}.$$

20. Окружная скорость на среднем диаметре:

а) турбины

$$u_{Т} = \sqrt{\frac{L_{Т}}{\mu z_{Т}}} = \sqrt{\frac{450755}{1.35 \cdot 3}} = 334 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

где μ - коэффициент нагрузки ступени. При осевом выходе газа из турбины оптимальное значение коэффициента нагрузки лежит в пределах $\mu = 1.3 \dots 1.4$. С увеличением закрутки потока на выходе из турбины оптимальное значение коэффициента нагрузки возрастает. При $\alpha_2 = 70 \dots 65^\circ$, что можно допустить для ступеней предшествующих последней, значение коэффициента нагрузки может быть увеличено до $\mu = 1.75 \dots 1.85$; $z_{Т} = 3$ - количество ступеней турбины высокого давления.

б) производится проверка найденного значения $u_{Т}$. С этой целью рассчитывается окружная скорость по концам рабочих лопаток компрессора:

$$u_{В Н} = u_{Т} \frac{D_{В Н}}{D_{Т ср}} = 334 \cdot \frac{0.317}{0.317} = 334 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Рекомендуется иметь $u_{В Н} \leq 400 \dots 450 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

21. Количество ступеней компрессора;

$$z_{К} = \frac{L_{К}}{\mu u_{В Н}^2} = \frac{273105}{0.28 \cdot 334^2} = 9.$$

где $\mu = 0.25 \dots 0.4$ - коэффициент нагрузки ступеней компрессора.

22 Частота вращения вала двигателя:

$$n = \frac{60u_{BH}}{\pi D_{BH}} = \frac{60 \cdot 334}{3.14 \cdot 0.317} = 20130 \frac{\text{об}}{\text{мин}}.$$

23. . Адиабатический КПД системы расширения "турбина+выходное сопло". Этот показатель используется для расчета эксплуатационных характеристик ТВД, поскольку он сохраняется примерно постоянным в большинстве режимов работы ТВД:

$$\eta_{ад\ T+C} = \frac{1 - \frac{T_C}{T_{\Gamma}^*}}{1 - \left(\frac{p_H}{p_{\Gamma}^*}\right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}}} = \frac{1 - \frac{754.84}{1200}}{1 - \left(\frac{1.01325 \cdot 10^5}{8.106 \cdot 10^5}\right)^{\frac{1.33-1}{1.33}}} = 0.938,$$

где

$$T_C = T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}+1} \lambda_C^2\right) = 801.36 \cdot \left(1 - \frac{1.33-1}{1.33+1} \cdot 0.6402^2\right) = 754.84 \text{ К} - \text{действительная температура в выходном сечении сопла.}$$

24. Рассчитывается эффективный КПД двигателя:

а) располагаемая энергия топлива

$$q_o = \frac{q_{кс}}{\eta_{\Gamma}} = \frac{765.44}{0.98} = 781.06 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};$$

б) работа цикла ТВД

$$L_{\text{ц}} = L_e + \frac{c_c^2 - V^2}{2} = \frac{L_B}{\eta_{\text{ред}}} + (1 - \eta_{\text{мех}})L_T + \frac{c_c^2 - V^2}{2} =$$

$$= \frac{153000}{0.98} + (1 - 0.995) \cdot 450755 + \frac{328.3^2}{2} = 211474 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

в) эффективный КПД

$$\eta_{BH} = \frac{L_{\text{ц}}}{q_o} = \frac{211474}{781.06 \cdot 10^3} = 0.271.$$

25. Определяется приближенно температура материала лопаток последней ступени турбины:

$$T_L \approx 0.95 \left(T_{\Gamma}^* + \frac{u_{\Gamma\text{ср}}^2}{2c_{\text{пр}}} \right) = 0.95 \cdot \left(810.9 + \frac{334^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 816.1 \text{ К}.$$

26. Рассчитывается напряжение растяжения в корневом сечении рабочих лопаток последней ступени турбины:

$$\begin{aligned}\sigma_p &= 2\pi\rho_{\text{л нд}}\left(\frac{n}{60}\right)^2 F_T \Phi = \\ &= 2 \cdot 3.14 \cdot 8200 \cdot \left(\frac{20130}{60}\right)^2 \cdot 0.0654 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 208.5 \text{ МПа},\end{aligned}$$

где $\rho_{\text{л нд}} = 8200 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность материала лопатки – жаропрочной стали ЭИ437Б (рис.1.6); $\Phi = 0.5 \dots 0.6$ – коэффициент, учитывающий уменьшением напряжения растяжения из-за изменения толщины профилей лопатки по высоте.

27. Задаемся назначенным ресурсом двигателя 20000...25000 часов. В течение назначенного ресурса двигатель работает на взлетном режиме приблизительно 8...10 %, то есть 1600...2500 часов. Отсюда находим параметр Ларсена – Миллера по формуле:

$$P = T_{\text{л}} (20 + \lg \tau) = 816.1 \cdot (20 + \lg 2500) = 190950.$$

По графику на рис.1.6 по значению параметра Ларсена - Миллера находим для соответствующего материала допускаемое напряжение длительной прочности: $\sigma_{\tau}^t = 640 \text{ МПа}$.

Таким образом запас прочности составляет:

$$K_{\sigma \text{ вд}} = \frac{\sigma_{\tau \text{ вд}}^t}{\sigma_{\text{р вд}}} = \frac{640}{208.5} = 3.07.$$

б) для лопаток турбины низкого давления

$$K_{\sigma \text{ нд}} = \frac{\sigma_{\tau \text{ нд}}^t}{\sigma_{\text{р нд}}} = \frac{300}{98.7} = 3.04.$$

Рекомендуется иметь запас прочности $K_{\sigma} \geq 1.8 \dots 2.4$.

4. Вертолетный ГТД

Турбовальный двигатель, в котором механическая энергия на выводном валу используется для привода несущего воздушного винта называют **вертолетным ГТД** или **двигатель со свободной турбиной** (рис.4.1). Выходной вал силовой турбины может быть направлен вперед (через полый вал турбокомпрессора) либо назад (через выходной газовый канал). В ряде случаев вертолетный ГТД может иметь встроенное пылезащитное устройство на входе и промежуточный редуктор на валу свободной турбины.

Применение свободной турбины существенно отражается на закономерностях взаимного влияния элементов двигателя, способах регулирования и конструктивных формах. В частности, помимо обычных характеристик (по частоте вращения турбокомпрессора n_{TK} , высотной и скоростной) следует также рассматривать характеристику по частоте вращения свободной турбины $n_{ТС}$.

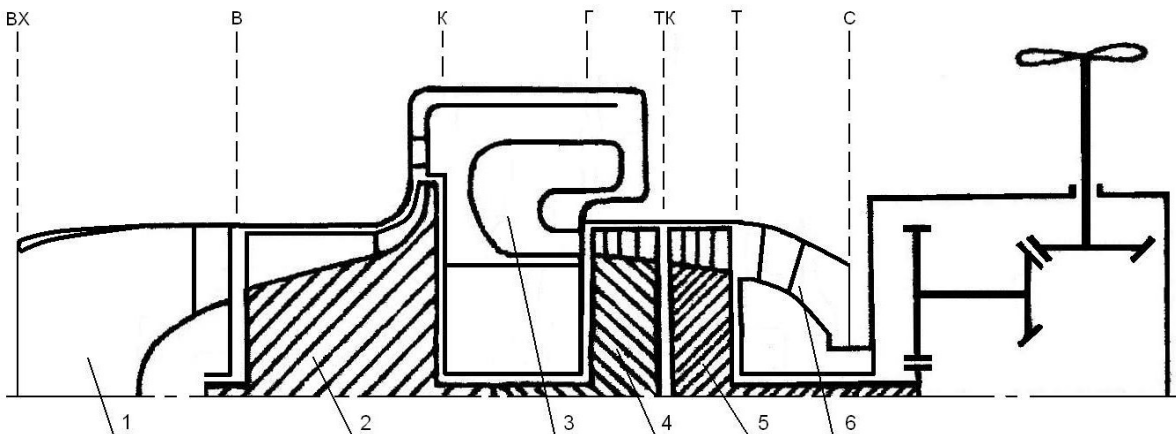


Рис.4.1. Схема вертолетного ГТД с осецентробежным компрессором и свободной (силовой) турбиной:

**1 - входное устройство; 2 - компрессор; 3 - камера сгорания;
4 - турбина компрессора; 5 - силовая турбина**

Исходные данные: эффективная мощность на выводном валу $N_e=1875$ кВт; степень повышения давления в компрессоре $\pi_k^*=16$; температура газа перед турбиной $T_{Г}^*=1500$ К; прототип - двигатель ТВ7-117 (турбовинтовой двигатель).

Двигатель ТВ7-117 (мощность 1840 кВт; степень повышения давления 16; температура газа перед турбиной 1515 К; расход воздуха 7.95 кг/с; удельный

расход топлива на взлетном режиме 0.283 кг/(кВт.ч); масса двигателя 520кг; длина 2.14 м; ширина 0.94 м; высота 0.886 м; компрессор осецентрибежный - пять осевых и одна центробежная ступени; камера сгорания кольцевая противоточная; турбина компрессора осевая двухступенчатая, турбина винта (свободная турбина) осевая двухступенчатая) выполнен по схеме со свободной турбиной и комбинированным компрессором.

Порядок расчета вертолетного ГТД следующий:

1. Параметры воздушного потока на входе в двигатель и перед компрессором определяются также, как и в расчете ТРД (см. п.1-5 алгоритма расчета ТРД). При наличии пылезащитного встроенного устройства коэффициент восстановления во входном устройстве принимается на 2...3 % меньше, чем при его отсутствии. В данном примере $\sigma_{ВХ}=0.985$, $p_{В}^* = p_{Н}^* \sigma_{ВХ} = 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 0.985 = 0.998 \cdot 10^5 \frac{Н}{м^2}$; $T_{в}^* = T_{н}^* = 288.15$ К.

2. Производится распределение степени повышения давления по ступеням компрессора. Одной из особенностей центробежной ступени является окружная скорость на периферии рабочего колеса $u_2=400...450$ м/с. Принимая коэффициент мощности колеса $\mu=0.88.. .0.92$ и коэффициент потерь энергии на трение диска о воздух $\alpha=0.04...0.08$, определяем эффективную работу центробежной ступени: $L_{цб}^* = (\mu + \alpha)u_2^2 = 153600.. .194400$ Дж/кг.

Если принять адиабатический КПД центробежной ступени равным $\eta_{цб}^*=0.78...0.82$, то можно определить адиабатическую работу ступени:

$$L_{ад\ цб}^* = L_{цб}^* \eta_{цб}^* = 123000...155000 \text{ Дж/кг}$$

В данном примере $L_{ад\ цб}^* = L_{цб}^* \eta_{цб}^* = 145000$ Дж/кг, что составляет 41.5 % от общей адиабатической работы сжатия в компрессоре:

$$L_{ад\ к}^* = c_{рв} T_{в}^* \left(\pi_{к}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) = 1004.5 \cdot 288.15 \cdot \left(16^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1 \right) = 349703 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

Адиабатическая работа осевых ступеней равна:

$$L_{ад\ ос}^* = L_{ад\ к}^* - L_{ад\ цб}^* = 349703 - 145000 = 204703 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

Из выражения для адиабатной работы определяем степень повышения в осевых ступенях компрессора:

$$\pi_{ос}^* = \left(1 + \frac{L_{ад\ ос}^*}{c_{рв} T_{в}^*} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(1 + \frac{204703}{1004.5 \cdot 288.15} \right)^{\frac{1.4}{1.4-1}} = 6.5$$

Отсюда степень повышения давления в центробежной ступени равна:

$$\pi_{цб}^* = \frac{\pi_{к}^*}{\pi_{ос}^*} = \frac{16}{6.5} = 2.46$$

3. Удельная работа сжатия и параметры воздушного потока на выходе из осевых ступеней компрессора:

$$L_{ос} = c_{рв} T_{в}^* \left(\pi_{ос}^{*\kappa} - 1 \right) / \eta_{ос}^* = 1004.5 \cdot 288.15 \cdot \left(6.5^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{0.845} = 242213 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$T_{х}^* = T_{в}^* + \frac{L_{ос}}{c_{рв}} = 288.15 + \frac{242213}{1004.5} = 529.28 \text{ К};$$

$$p_{х}^* = p_{в}^* \pi_{ос}^* = 0.998 \cdot 10^5 \cdot 6.5 = 6.487 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2},$$

где $\eta_{ос}^*$ – адиабатический КПД осевых ступеней компрессора по параметрам заторможенного потока. Его значение приближенно (при отсутствии характеристики компрессора) рекомендуется находить по формуле:

$$\eta_{ос}^* = \frac{\pi_{ос}^{*\kappa} - 1}{\pi_{ос}^{*\kappa \eta_{ПК}^*} - 1} = \frac{6.5^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1}{6.5^{1.4 \cdot 0.88} - 1} = 0.845$$

$\eta_{ПК}^*$ – политропный КПД ступени осевого компрессора. Рекомендуется принимать $\eta_{ПК}^* = 0.86 \dots 0.9$. Причем, чем меньше мощность двигателя (меньше его размерность), тем меньшие значения $\eta_{ПК}^*$ следует принимать.

4. Удельная работа сжатия и параметры воздушного потока на выходе из центробежной ступени (на выходе из компрессора):

$$L_{цб} = c_{рв} T_{х}^* \left(\pi_{цбс}^{*\kappa} - 1 \right) / \eta_{цб}^* = 1004.5 \cdot 529.28 \cdot \left(2.46^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{0.8} = 194913 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$T_{к}^* = T_{х}^* + \frac{L_{цб}}{c_{рв}} = 529.28 + \frac{194913}{1004.5} = 723.32 \text{ К};$$

$$p_{к}^* = p_{х}^* \pi_{цбс}^* = 6.487 \cdot 10^5 \cdot 2.46 = 15.9580 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}.$$

5. Определяются основные параметры камеры сгорания:

а) количество теплоты, сообщаемое воздуху, находится по формуле:

$$q_{\text{КС}} = c_{\text{П}}(T_{\text{Г}}^* - T_{\text{К}}^*) = 1.2723 \cdot (1500 - 723.32) = 988.29 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}},$$

где $c_{\text{П}}$ – средняя условная теплоемкость процесса теплоподвода:

$$c_{\text{П}} = 0.9 + 10^{-4}(2T_{\text{Г}}^* + T_{\text{К}}^*) = 0.9 + 10^{-4} \cdot (2 \cdot 1500 + 723.32) = 1.2723 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

б) отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания определяется из уравнения баланса энергий для камеры сгорания:

$$G_{\text{Т}} H_{\text{и}} \eta_{\text{Г}} = G_{\text{В КС}} q_{\text{КС}}; \quad g_{\text{Т}} = \frac{G_{\text{Т}}}{G_{\text{В КС}}} = \frac{q_{\text{КС}}}{H_{\text{и}} \eta_{\text{Г}}} = \frac{988.29}{43100 \cdot 0.99} = 0.02316;$$

в) коэффициент избытка воздуха на выходе из камеры сгорания находится по формуле:

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{1}{l_{\text{о}} g_{\text{Т}}} = \frac{1}{14.94 \cdot 0.02316} = 2.86;$$

г) газовая постоянная продуктов сгорания

$$R_{\text{Г}} = R \frac{1 + 1.0862 g_{\text{Т}}}{1 + g_{\text{Т}}} = 287 \cdot \frac{1 + 1.0862 \cdot 0.02316}{1 + 0.02316} = 287.56 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

д) полное давление газа на выходе из камеры сгорания:

$$p_{\text{Г}}^* = p_{\text{К}}^* \sigma_{\text{КС}} = 15.958 \cdot 10^5 \cdot 0.955 = 15.2399 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2},$$

где $\sigma_{\text{КС}}$ – коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания принимается с учетом достаточно высокой температуры газа перед турбиной и противоточной схемы камеры.

6. Рассчитываются работа расширения и параметры газа за турбиной компрессора (см. п. 11-13 алгоритма расчета ТРД):

$$L_{\text{ТК}} = \frac{L_{\text{К}}}{(1 + g_{\text{Т}})(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) \eta_{\text{мех}}} = \frac{437126}{(1 + 0.02316)(1 - 0.09 - 0.025) \cdot 0.99} = 487622 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$$

$$L_{\text{ТК}} = \frac{\kappa_{\text{Г}}}{\kappa_{\text{Г}} - 1} R_{\text{Г}} T_{\text{Г}}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{ТК}}^*} \right)^{\frac{\kappa_{\text{Г}} - 1}{\kappa_{\text{Г}}}} \right] \eta_{\text{ТК}}^*;$$

$$487622 = \frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.56 \cdot 1500 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{ТК}}^*} \right)^{\frac{1.33 - 1}{1.33}} \right] \cdot 0.91; \quad \pi_{\text{ТК}}^* = 4.416;$$

$$T_{\text{у}}^* = T_{\text{Г}}^* - \frac{L_{\text{ТК}}}{\frac{\kappa_{\text{Г}}}{\kappa_{\text{Г}} - 1} R_{\text{Г}}} = 1500 - \frac{487622}{\frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.56} = 1079.25 \text{ К};$$

$$T_{yy}^* = \frac{c_{p\Gamma} g_{\Gamma} T_y^* + c_{pB} g_{oxл} T_{\kappa}^*}{c_{pсм} (g_{\Gamma} + g_{oxл})}$$

$$c_{p\Gamma} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_y^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1079.32 = 1.2238 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{pB} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\kappa}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 723.32 = 1.117 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{pсм} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{yy}^*;$$

$$g_{\Gamma} = (1 + g_{\Gamma})(1 - g_{oxл} - g_{отб}) = (1 + 0.02316) \cdot (1 - 0.09 - 0.025) = 0.9055;$$

$$A = \frac{c_{p\Gamma} g_{\Gamma} T_y^* + c_{pB} g_{oxл} T_{\kappa}^*}{g_{\Gamma} + g_{oxл}} = \frac{1.2238 \cdot 0.9055 \cdot 1079.32 + 1.117 \cdot 0.09 \cdot 723.32}{0.9055 + 0.09} = 1274.4$$

$$T_{yy}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} A} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 1274.4} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 1049.11 \text{ К};$$

$$c_{pсм} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{yy}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1049.11 = 1.2147 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

$$p_y^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{твд}^*} = \frac{15.2399 \cdot 10^5}{4.416} = 3.4511 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2},$$

где $L_{\kappa} = L_{oc} + L_{цб} = 242213 + 194913 = 437126$ Дж/кг - работа сжатия компрессора; $g_{oxл}$ - относительный расход воздуха на охлаждение турбины. Для малоразмерных двигателей рекомендуется увеличить в 1.5...2 раза найденные по графику на рис.1.4 значения $g_{oxл}$; $\eta_{тк}^*$ - адиабатический КПД турбины компрессора по параметрам заторможенного потока принимается с учетом двухступенчатой турбины (повышенной работы расширения газа в этой турбине); $c_{p\Gamma}$, c_{pB} и $c_{pсм}$ - средние теплоемкости газа, воздуха и смеси продуктов сгорания с охлаждающим воздухом определяются по формулам, приведенным в расчете ТРД (см. п.13 алгоритма расчета ТРД).

7. Определяются работа расширения и параметры газа за турбиной винта (силовой турбиной) (см. п.14 алгоритма расчета ТРД):

$$L_{тс} = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{yy}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{тс}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} \right] \eta_{тс} =$$

$$= \frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.56 \cdot 1049.11 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{3.406} \right)^{\frac{1.33 - 1}{1.33}} \right] \cdot 0.83 = 264603 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

где $\pi_{TC} = \frac{p_y^*}{p_T} = \frac{3.4511 \cdot 10^5}{1.01325 \cdot 10^5} = 3.406$ - действительная степень понижения давления газа в турбине; $p_T = (0.98 \dots 1.0) p_H = 1.01325 \cdot 10^5 \frac{H}{M^2}$ - статическое давление в потоке газа за турбиной; η_{TC} - мощностной КПД турбины ТВД. На расчетном режиме рекомендуется принимать $\eta_{TC} = 0.8 \dots 0.83$, причем, чем больше мощность двигателя, тем больше η_{TC} .

8. Рассчитывается температура заторможенного потока газа за турбиной:

$$T_T^* = T_{уу}^* - \frac{L_{TC}}{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma}} = 1049.11 - \frac{264603}{\frac{1.33-1}{1.33+1} \cdot 287.56} = 820.8 \text{ К.}$$

9. Задаётся приведенной скоростью газа на выходе из турбины: $\lambda_T = 0.45 \dots 0.6$ (с целью уменьшения высоты лопаток турбины). Причем, чем выше температура газа на выходе из турбины, тем меньшие значения λ_T рекомендуется принимать. В данном примере $\lambda_T = 0.45$. Далее находятся:

а) термодинамическая температура

$$T_T = T_T^* \left(1 - \frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}+1} \lambda_T^2 \right) = 820.8 \cdot \left(1 - \frac{1.33-1}{1.33+1} \cdot 0.45^2 \right) = 797.2 \text{ К;}$$

б) давление заторможенного потока газа

$$p_m^* = p_m \left(\frac{T_m^*}{T_m} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}} = 1.01325 \cdot 10^5 \cdot \left(\frac{820.8}{797.2} \right)^{\frac{1.33}{1.33-1}} = 1.1393 \cdot 10^5 \frac{H}{M^2};$$

в) скорость

$$c_T = \lambda_T a_{кр} = \lambda_T \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma} R_{\Gamma} T_T^*}{\kappa_{\Gamma}+1}} = 0.45 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.56 \cdot 820.8}{1.33+1}} = 233.6 \frac{M}{c}.$$

10. Скорость истечения газа из выходного устройства c_c принимается равной 100...120 м/с, то есть выходное устройство тормозит скорость потока и работает в режиме диффузора. В данном примере $c_c = 100$ м/с.

11. Расход воздуха через двигатель:

$$G_B = \frac{N_e}{L_{TC}} = \frac{1800 \cdot 10^3}{264603} = 6.8 \frac{кг}{c}.$$

12. Удельный расход топлива:

$$C_e = \frac{3600 g_T (1 - g_{охл} - g_{отб})}{L_{TC}} = \frac{3600 \cdot 0.02316 \cdot (1 - 0.09 - 0.025)}{264603 \cdot 10^{-3}} = 0.279 \frac{кг}{кВт \cdot ч}$$

13. Часовой расход топлива:

$$G_{ТЧ} = C_e N_e = 0.279 \cdot 1800 = 502 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}.$$

14. Производится уточнение отборов воздуха и механической энергии от двигателя. Расход отбираемого воздуха:

$$G_{отб} = g_{отб} G_B = 0.025 \cdot 6.8 = 0.17 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

Мощность, отбираемая от турбины высокого давления:

$$N_{отб} = (1 - \eta_{\text{мех}}) G_B g_T L_T = (1 - 0.99) \cdot 6.8 \cdot 0.9057 \cdot 487622 \cdot 10^{-3} = 30 \text{ кВт}$$

15. Производится сравнение удельной мощности и удельного расхода топлива проектируемого вертолетного ГТД с турбовинтовым двигателем ТВ7-117:

$$N_{\text{уд}} \text{ ТВ7-117} = \frac{1840}{7.95} = 231.4 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}; C_e = 0.283 \frac{\text{кг}}{\text{кВт}\cdot\text{ч}}$$

Увеличение удельной мощности и экономичности проектируемого вертолетного ГТД:

$$\overline{\Delta N_{\text{уд}}} = \frac{264603 - 231400}{231400} \cdot 100\% = 14.3\%; \overline{\Delta C_e} = \frac{0.283 - 0.279}{0.279} \cdot 100\% = 1.5\%$$

Проверка правильности выбранных ранее значений $g_{отб}$ и $\eta_{\text{мех}}$ производится так же, как и при расчете ТРД (см. п.19 алгоритма расчета ТРД).

16. Переходим к определению геометрии контрольных сечений газоздушного тракта проектируемого двигателя (см. п.21 – 23 алгоритма ТРД). Задаёмся значением осевой скорости в контрольных сечениях проточной части двигателя, в том числе:

а) на входе в осевые ступени компрессора: $c_B = 140 \frac{\text{м}}{\text{с}}$. Рекомендуется иметь $c_B = 140 \dots 160 \frac{\text{м}}{\text{с}}$, причем, чем больше мощность двигателя (больше его размерность), тем большие значения c_B можно принимать.

б) на выходе из компрессора: $c_K = 75 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ ($c_K = 50 \dots 100 \frac{\text{м}}{\text{с}}$).

в) на входе в центробежную ступень компрессора из условия линейного изменения осевой скорости по тракту компрессора двигателя:

$$c_i = \frac{p_i^* - p_K^*}{p_B^* - p_K^*} (c_B - c_K) + c_K;$$

$$c_X = \frac{p_X^* - p_K^*}{p_B^* - p_K^*} (c_B - c_K) + c_K = \frac{6.487 \cdot 10^5 - 15.958 \cdot 10^5}{0.998 \cdot 10^5 - 15.958 \cdot 10^5} \cdot (140 - 75) + 75 = 116 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

г) на входе в турбину компрессора: $c_T = 150 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ ($c_T = 150 \dots 160 \frac{\text{м}}{\text{с}}$).

д) на выходе из турбины компрессора: $c_y = 200 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ ($c_y = 200 \dots 250 \frac{\text{М}}{\text{с}}$).

е) на выходе из силовой турбины: $c_T = 233.6 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ ($\lambda_T = 0.45$).

з) в обресе выходного сопла : $c_c = 100 \frac{\text{М}}{\text{с}}$.

17. Рассчитываются приведенная скорость и относительная плотность тока в контрольных сечениях проточной части двигателя:

а)

$$\lambda_B = \frac{c_B}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_B^*}} = \frac{140}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 288.15}} = 0.451;$$

$$q(\lambda_B) = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \lambda_B \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_B^2\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} = \\ = 1.2^{2.5} \cdot 0.451 \cdot \left(1 - \frac{0.4}{2.4} \cdot 0.451^2\right)^{2.5} = 0.6523;$$

б) $\lambda_x = \frac{c_x}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_x^*}} = \frac{116}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 529.28}} = 0.275; q(\lambda_x) = 0.4202;$

в) $\lambda_K = \frac{c_K}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_K^*}} = \frac{75}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 723.32}} = 0.1524; q(\lambda_K) = 0.2381;$

г)

$$\lambda_T = \frac{c_T}{\sqrt{\frac{2\kappa_T}{\kappa_T+1} R_T T_T^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287 \cdot 56 \cdot 1500}} = 0.2137;$$

$$q(\lambda_T) = \left(\frac{\kappa_T+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa_T-1}} \lambda_T \left(1 - \frac{\kappa_T-1}{\kappa_T+1} \lambda_T^2\right)^{\frac{1}{\kappa_T-1}} = \\ = 1.165^{0.33} \cdot 0.2137 \cdot \left(1 - \frac{0.33}{2.33} \cdot 0.2137^2\right)^{0.33} = 0.3329;$$

д)

$$\lambda_y = \frac{c_y}{\sqrt{\frac{2\kappa_T}{\kappa_T+1} R_T T_{yу}^*}} = \frac{200}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287 \cdot 56 \cdot 1049.11}} = 0.341; q(\lambda_y) = 0.5148;$$

е)

$$\lambda_T = \frac{c_T}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_T^*}} = \frac{233.6}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.56 \cdot 820.8}} = 0.45; q(\lambda_T) = 0.6545;$$

$$\text{ж) } \lambda_c = \frac{c_c}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_T^*}} = \frac{100}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.56 \cdot 820.8}} = 0.1926; y(\lambda_c) = 0.3011.$$

18. Определяются проходные площади для воздуха и газа в контрольных сечениях проточной части двигателя:

$$\text{а) } F_B = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{m_B p_B^* q(\lambda_B)} = \frac{6.8 \cdot \sqrt{288.15}}{0.0404 \cdot 0.998 \cdot 10^5 \cdot 0.6523} = 0.0439 \text{ м}^2;$$

$$\text{б) } F_K = \frac{G_B \sqrt{T_K^*}}{m_B p_K^* q(\lambda_K)} = \frac{6.8 \cdot \sqrt{723.24}}{0.0404 \cdot 15.958 \cdot 10^5 \cdot 0.2381} = 0.01191 \text{ м}^2;$$

$$\text{в) } F_X = \frac{G_B \sqrt{T_X^*}}{m_B p_X^* q(\lambda_X)} = \frac{6.8 \cdot \sqrt{529.28}}{0.0404 \cdot 6.487 \cdot 10^5 \cdot 0.4513} = 0.01322 \text{ м}^2;$$

$$\text{г) } F_\Gamma = \frac{G_B g_\Gamma \sqrt{T_\Gamma^*}}{m_\Gamma p_\Gamma^* q(\lambda_\Gamma)} = \frac{6.8 \cdot 0.9055 \cdot \sqrt{1500}}{0.03966 \cdot 15.2399 \cdot 10^5 \cdot 0.3329} = 0.01185 \text{ м}^2;$$

$$\text{д) } F_Y = \frac{G_B (g_Y + g_{охл}) \sqrt{T_{Yy}^*}}{m_\Gamma p_{Yy}^* q(\lambda_Y)} = \frac{6.8 \cdot (0.9055 + 0.09) \cdot \sqrt{1049.11}}{0.03966 \cdot 3.4511 \cdot 10^5 \cdot 0.5148} = 0.0311 \text{ м}^2;$$

$$\text{е) } F_T = \frac{G_B (g_\Gamma + g_{охл}) \sqrt{T_\Gamma^*}}{m_\Gamma p_\Gamma^* q(\lambda_T)} = \frac{6.8 \cdot (0.9055 + 0.09) \cdot \sqrt{820.8}}{0.03966 \cdot 1.1393 \cdot 10^5 \cdot 0.6545} = 0.0655 \text{ м}^2;$$

$$\text{ж) } T_c = T_T^* - \frac{c_c^2}{2c_{p\Gamma}} = 820.8 - \frac{100^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.56} = 816.5 \text{ K};$$

$$\rho_c = \frac{p_H}{R_\Gamma T_c} = \frac{1.01325 \cdot 10^5}{287.56 \cdot 816.5} = 0.431 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3};$$

$$F_c = \frac{G_B (g_\Gamma + g_{охл})}{c_c \rho_c} = \frac{6.8 \cdot (0.9055 + 0.09)}{100 \cdot 0.431} = 0.157 \text{ м}^2.$$

19. Наружный, внутренний, средний диаметры и высота лопатки (канала) в контрольных сечениях газоздушного тракта двигателя:

а) на входе в осевые ступени компрессора:

$$D_{B \text{ Н}} = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-d_B^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.0439}{3.14 \cdot (1-0.42^2)}} = 0.260 \text{ м};$$

$$D_{B \text{ ВН}} = D_{B \text{ Н}} \bar{d}_B = 0.260 \cdot 0.42 = 0.109 \text{ м};$$

$$D_{B \text{ ср}} = 0.5(D_{B \text{ Н}} + D_{B \text{ ВН}}) = 0.5 \cdot (0.260 + 0.109) = 0.185 \text{ м};$$

$$h_B = 0.5(D_{B \text{ Н}} - D_{B \text{ ВН}}) = 0.5 \cdot (0.260 - 0.109) = 0.075 \text{ м}$$

где \bar{d}_B - относительный диаметр втулки в данном сечении у двигателя ТВ7-117 (см. приложение 2). При отсутствии данных рекомендуется $\bar{d}_B = 0.4 \dots 0.45$;

б) на выходе из осевых ступеней компрессора при постоянном внутреннем диаметре (для лучшего согласования осевых ступеней с центробежной ступенью):

$$D_{X \text{ ВН}} = D_{B \text{ ВН}} = 0.109 \text{ м};$$

$$D_{X \text{ Н}} = \sqrt{D_{X \text{ ВН}}^2 + \frac{4F_X}{\pi}} = \sqrt{0.109^2 + \frac{4 \cdot 0.01322}{3.14}} = 0.170 \text{ м};$$

$$D_{X \text{ ср}} = 0.5(D_{X \text{ Н}} + D_{X \text{ ВН}}) = 0.5 \cdot (0.170 + 0.109) = 0.139 \text{ м};$$

$$h_X = 0.5(D_{X \text{ Н}} - D_{X \text{ ВН}}) = 0.5 \cdot (0.170 - 0.109) = 0.030 \text{ м}.$$

в) на выходе из компрессора:

$$h_K = 0.009 \text{ м}; \quad D_{K \text{ ср}} = \frac{F_K}{\pi h_K} = \frac{0.0119}{3.14 \cdot 0.009} = 0.422 \text{ м};$$

$$D_{K \text{ Н}} = D_{K \text{ ср}} + h_K = 0.422 + 0.009 = 0.431 \text{ м};$$

$$D_{K \text{ ВН}} = D_{K \text{ ср}} - h_K = 0.422 - 0.009 = 0.413 \text{ м}$$

г) на входе в турбину высокого давления:

$$D_{\Gamma \text{ ср}} = D_{B \text{ Н}} = 0.17 \text{ м}; \quad h_{\Gamma} = \frac{F_{\Gamma}}{\pi D_{\Gamma \text{ ср}}} = \frac{0.01185}{3.14 \cdot 0.17} = 0.022 \text{ м};$$

$$D_{\Gamma \text{ Н}} = D_{\Gamma \text{ ср}} + h_{\Gamma} = 0.17 + 0.022 = 0.192 \text{ м};$$

$$D_{\Gamma \text{ ВН}} = D_{\Gamma \text{ ср}} - h_{\Gamma} = 0.17 - 0.022 = 0.148 \text{ м};$$

д) на входе в турбину низкого давления:

$$D_{Y \text{ ср}} = D_{\Gamma \text{ ср}} = 0.25 \text{ м}; \quad h_Y = \frac{F_Y}{\pi D_{Y \text{ ср}}} = \frac{0.0311}{3.14 \cdot 0.25} = 0.04 \text{ м};$$

$$D_{Y \text{ Н}} = D_{Y \text{ ср}} + h_Y = 0.25 + 0.04 = 0.29 \text{ м};$$

$$D_{Y \text{ ВН}} = D_{Y \text{ ср}} - h_Y = 0.25 - 0.04 = 0.21 \text{ м};$$

е) на выходе из турбины низкого давления:

$$D_{T\text{ ср}} = D_{y\text{ ср}} = 0.25 \text{ м}; \quad h_T = \frac{F_T}{\pi D_{T\text{ ср}}} = \frac{0.0655}{3.14 \cdot 0.25} = 0.083 \text{ м};$$

$$D_{T\text{ вн}} = D_{T\text{ ср}} + h_T = 0.25 + 0.083 = 0.333 \text{ м};$$

$$D_{T\text{ вн}} = D_{T\text{ ср}} - h_T = 0.25 - 0.083 = 0.167 \text{ м};$$

Рекомендуется иметь $\frac{D_{T\text{ ср}}}{h_T} \geq 2.5 \dots 3.0$. Если условие не соблюдается

требуется увеличить средний диаметр силовой турбины.

ж) в обресе выходного сопла:

$$D_c = \sqrt{\frac{4F_c}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.157}{3.14}} = 0.447 \text{ м}.$$

20. Окружная скорость на среднем диаметре:

а) турбины высокого давления

$$u_y = \sqrt{\frac{L_{\text{ТВД}}}{\mu z_{\text{ТВД}}}} = \sqrt{\frac{487623}{1.85 \cdot 2}} = 366 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

где μ - коэффициент нагрузки ступени. При осевом выходе газа из турбины оптимальное значение коэффициента нагрузки лежит в пределах $\mu = 1.3 \dots 1.4$. С увеличением закрутки потока на выходе из турбины оптимальное значение коэффициента нагрузки возрастает. При $\alpha_2 = 70 \dots 65^\circ$, что можно допустить для ступеней предшествующих последней, значение коэффициента нагрузки может быть увеличено до $\mu = 1.75 \dots 1.85$; $z_{\text{ТВД}} = 2$ - количество ступеней турбины высокого давления.

б) турбины низкого давления

$$u_T = \sqrt{\frac{L_{\text{ТНД}}}{\mu z_{\text{ТНД}}}} = \sqrt{\frac{264603}{1.35 \cdot 2}} = 313 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Производится проверка найденного значения u_y . С этой целью рассчитывается окружная скорость на периферии рабочего колеса центробежной ступени. Имея ввиду отношение наружных диаметров на выходе из колеса D_2 и на входе $D_{x\text{ в}}$ равным $1.6 \dots 1.7$, находим:

$$D_2 = 1.6 \cdot 0.17 = 0.272 \text{ м};$$

$$u_2 = u_y \frac{D_2}{D_{y\text{ ср}}} = 366 \cdot \frac{0.272}{0.25} = 398 \frac{\text{м}}{\text{с}}; \quad u_{\text{вн}} = u_y \frac{D_{\text{вн}}}{D_{y\text{ ср}}} = 366 \cdot \frac{0.26}{0.25} = 381 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

Рекомендуется иметь $u_2 \leq 450 \dots 500 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

21. Количество осевых ступеней компрессора;

$$z_{\text{ос}} = \frac{L_{\text{ос}}}{\mu \frac{2}{\text{ВН}}} = \frac{242213}{0.35 \cdot 381^2} = 5,$$

где $\mu = 0.25 \dots 0.4$ - коэффициент нагрузки осевых ступеней компрессора.

22 Частота вращения роторов низкого и высокого давления:

$$n_{\text{ТК}} = \frac{60u_{\text{ВН}}}{\pi D_{\text{ВН}}} = \frac{60 \cdot 381}{3.14 \cdot 0.26} = 28000 \frac{\text{об}}{\text{мин}}; n_{\text{ТС}} = \frac{60u_{\text{ТС ср}}}{\pi D_{\text{ТС ср}}} = \frac{60 \cdot 313}{3.14 \cdot 0.25} = 23920 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$$

23. Рассчитывается эффективный КПД двигателя:

а) располагаемая энергия топлива

$$q_o = \frac{q_{\text{КС}}}{\eta_{\text{Г}}} = \frac{988.29}{0.99} = 998.27 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}.$$

б) эффективная работа, снимаемая с вала турбокомпрессора высокого давления

$$L_e = (1 - \eta_{\text{мех}}) L_{\text{ТК}} = (1 - 0.99) \cdot 487623 = 4876 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

в) работа цикла вертолетного ГТД

$$L_{\text{ц}} = L_e + L_{\text{ТС}} + \frac{c_c^2}{2} = 4876 + 264603 + \frac{100^2}{2} = 274479 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

г) эффективный КПД

$$\eta_{\text{ВН}} = \frac{L_{\text{ц}}}{q_o} = \frac{274479}{998.27 \cdot 10^3} = 0.275.$$

24. Предварительный расчет на прочность рабочих лопаток последней степени турбины компрессора и силовой турбины производится также как для двухвального ТРД (п.29 – 31).

5. Вспомогательный ГТД

Турбовальный двигатель, в котором мощность на выводном валу используется для привода электрогенератора и дополнительного компрессора, называют **вспомогательным ГТД (ВГТД)**. В гражданской авиации они применяются для запуска маршевых двигателей воздушных судов (сжатый воздух, отбираемый от ВГТД подается на воздушную турбину-стартер, механически связанный с ротором турбокомпрессора высокого давления), для кондиционирования воздуха в кабине экипажа и салонах (в основном в условиях предполетной подготовки воздушного судна), для привода электрогенератора (обеспечение бортовой сети судна электроэнергией переменного тока) и других устройств.

Конструктивно ВГТД обычно представляет собой одновальный ГТД, содержащий последовательно расположенные электрогенератор, редуктор, входное устройство, многоступенчатый компрессор с устройством отбора (перепуска) воздуха, камеру сгорания, многоступенчатую турбину и выходное устройство (рис.5.1)

На воздушном судне ВГТД размещается в специальном отсеке в хвостовой части фюзеляжа. Воздух в отсек поступает через специальную створку.

Рассмотрим пример расчета ВГТД.

Исходными данными для газодинамического расчета ВГТД являются:

- давление отбираемого воздуха, $p_{отб}^* = 4.7 \cdot 10^5 \frac{Н}{м^2}$;
- расход отбираемого воздуха, $G_{отб} = 1.9 \frac{кг}{с}$;
- мощность отбираемой электроэнергии, $N_{ген} = 45$ кВт;
- температура газа перед турбиной, $T_{г}^* = 1200$ К.
- прототип двигателя - ВГТД ТА-6А.

Вспомогательный ГТД ТА-6А (см. приложение П.2) в совокупности с обслуживающими двигатель системами (топливной, масляной, противопожарной, регулирования, отбора и перепуска воздуха и др.) называют **вспомогательной силовой установкой (ВСУ)**, который устанавливается на различные воздушные суда. Двигатель выполнен по одновальной схеме с диагональноосевым компрессором, кольцевой камерой сгорания с испарительными форсунками и трехступенчатой осевой турбиной. Компрессор ГТД переразмерен, то есть расход воздуха в нем оказывается значительно больше (на величину отбираемого воздуха) расхода газа в турбине.

Газодинамический расчёт ВГТД производится в следующей последовательности:

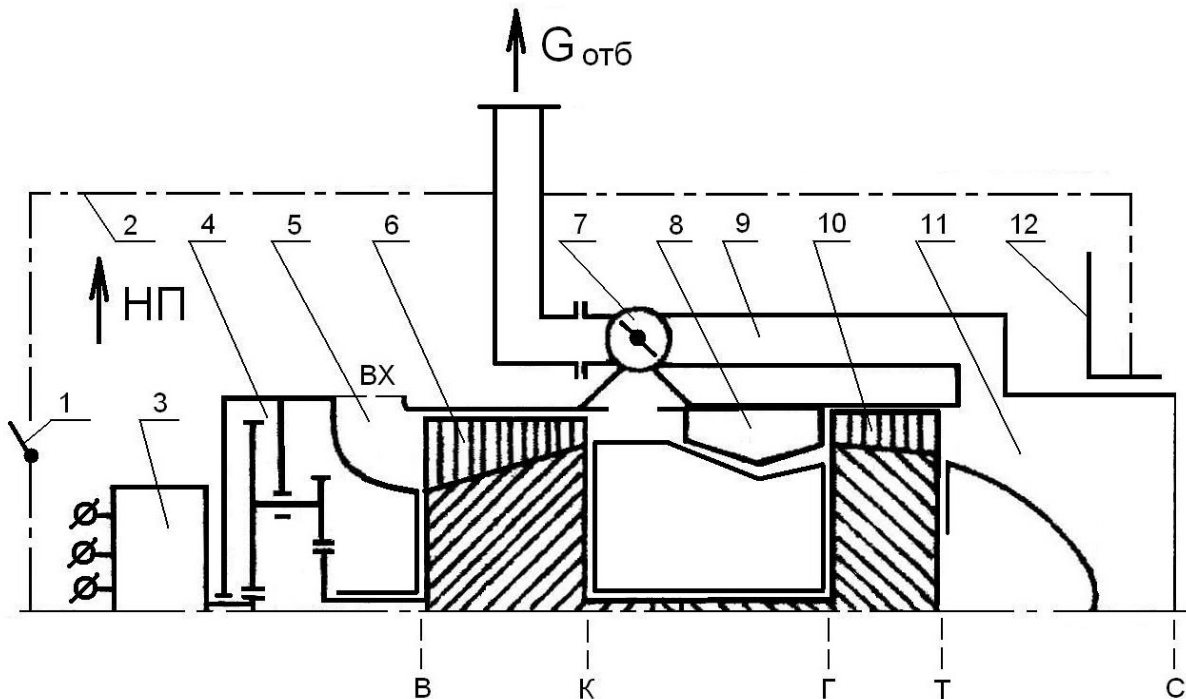


Рис.5.1. Схема вспомогательного ГТД:

1 - створка отсека; 2 - контур отсека фюзеляжа; 3 - электрогенератор; 4 - редуктор; 5 - входной канал компрессора; 6 - компрессор; 7 - система отбора воздуха с дроссельной заслонкой; 8 - камера сгорания; 9 - трубопровод перепуска воздуха (при отсутствии потребителя сжатого воздуха); 10 - турбина; 11 - выходное устройство; 12 - эжектор (противопожарная перегородка); вх, в, к, г, т, с - обозначения контрольных сечений проточной части двигателя; НП – направление полета

1. По заданной высоте полёта в таблице стандартной атмосферы (ГОСТ 4401-81) находятся температура и давление наружного воздуха, а также скорость звука:

$$T_H = 288.15 \text{ K}, p_H = 1.01325 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2, a = 340.3 \text{ м/с.}$$

2. Определяется скорость полёта ВС: $V = M_H a$. Если скорость полёта летательного аппарата задаётся на расчётном режиме, то определяется число Маха M_H .

3. Рассчитываются параметры заторможенного потока воздуха на входе в отсек фюзеляжа ВС:

а) температура торможения из выражения для полной энергии потока в сечении

$$T_H^* = T_H \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_H^2 \right) = 288.15 \text{ K}$$

б) полное давление из уравнения адиабатного процесса торможения

$$p_H^* = p_H \left(\frac{T_H^*}{T_H} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 1.01325 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2,$$

где $\kappa=1.4$ – показатель адиабаты для воздуха.

4. Рассчитываются параметры воздушного потока на входе в компрессор:

$$T_B^* = T_H^* = 288.15 \text{ К}; p_B^* = p_H^* \sigma_{ВХ} = 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 0.96 = \\ = 0.9727 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2,$$

где $\sigma_{ВХ}$ – коэффициент восстановления полного давления, учитывает гидравлические потери на входе в отсек $\sigma_{отс}$, при внезапном расширении потока из окна в отсек $\sigma_{расш}$, при повороте этого потока внутри отсека $\sigma_{пов}$ и во входном канале компрессора $\sigma_{ВХ\kappa}$, то есть:

$$\sigma_{ВХ} = \sigma_{отс} \sigma_{расш} \sigma_{пов} \sigma_{ВХ\kappa} = 0.95 \dots 0.97.$$

5. Определяется необходимая степень повышения давления в компрессоре ВГТД:

$$\pi_K^* = \frac{p_{отб}^*}{p_B^* \sigma_{отб}} = \frac{4.7 \cdot 10^5}{0.9727 \cdot 10^5 \cdot 0.96} = 5.03,$$

где $\sigma_{отб} = 0.96$ – коэффициент восстановления полного давления в системе отбора воздуха от компрессора ВГТД.

6. Рассчитываются работа сжатия и параметра воздушного потока за компрессором:

$$L_K = c_{рв} T_B^* (\pi_K^{*\kappa} - 1) / \eta_K^* = 1004.5 \cdot 288 \cdot (5.03^{0.4} - 1) / 0.8 = \\ = 212313 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{c_{рв}} = 288 + \frac{212313}{1004.5} = 499.5 \text{ К} (226^\circ \text{C}); \\ p_K^* = p_B^* \pi_K^* = 0.9727 \cdot 10^5 \cdot 5.03 = 4.8958 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2},$$

где $\eta_K^* = 0.8$ – адиабатический КПД компрессора по заторможенным параметрам;

$c_{рв}$ – средняя изобарная теплоёмкость воздуха, определяется формулой:

$$c_{рв} = \frac{\kappa}{\kappa-1} R_B; R_B = \frac{8314}{\mu_B} \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}} - \text{газовая постоянная для сухого воздуха};$$

$\mu_B = 28.966 \text{ кг/кмоль}$ – молярная масса сухого воздуха.

7. Определяются основные параметры камеры сгорания без учета регенерации тепла:

а) количество теплоты, сообщаемое воздуху, находится по формуле:

$$q_{КС} = c_{п}(T_{Г}^* - T_{К}^*) = 1.1900 \cdot (1200 - 499.5) = 833.546 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}},$$

$$\text{где } c_{п} = 0.9 + 10^{-4}(2 \cdot T_{Г}^* + T_{К}^*) = 0.9 + 10^{-4} \cdot (2 \cdot 1200 + 499.5) = 1.1900 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}} -$$

средняя условная теплоёмкость процесса подвода тепла в камере сгорания;

б) отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания определяется из уравнения баланса энергий:

$$g_{Т} = \frac{q_{КС}}{H_{и}\eta_{КС}} = \frac{833.546}{43100 \cdot 0.98} = 0.02015,$$

где $H_{и}=43100$ кДж/кг – рабочая теплотворная способность авиационного топлива – керосина марки ТС-1; $\eta_{КС}=0.98$ – коэффициент выделения тепла, приближенно равный КПД камеры сгорания;

в) коэффициент избытка воздуха на выходе из камеры сгорания находится по формуле:

$$\alpha_{с} = 1/(q_{Т}l_{о}) = \frac{1}{14.94 \cdot 0.02015} = 3.32, \text{ где } l_{о}=14.94 \text{ кг воздуха, необходимое для полного окисления 1 кг топлива;}$$

г) газовая постоянная продуктов сгорания авиационного керосина:

$$R_{Г} = R_{В} \frac{1+1.0862g_{Т}}{1+g_{Т}} = 287 \cdot \frac{1+1.0862 \cdot 0.02015}{1+0.02015} = 287.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

д) полное давление газа на выходе из камеры сгорания:

$$p_{Г}^* = p_{К}^* \sigma_{КС} = 4.8958 \cdot 10^5 \cdot 0.96 = 4.7000 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}, \text{ где } \sigma_{КС} - \text{коэффициент}$$

восстановления полного давления в камере сгорания приближенно оценивается по формуле:

$$\sigma_{КС} = 0.97 - \frac{T_{Г}^* - 1000}{400} \cdot 0.02 = 0.97 - \frac{1200 - 1000}{400} \cdot 0.02 = 0.96.$$

8. Рассчитываются параметры газа на выходе из турбины . Задаёмся величиной статического давления газа

$$p_{Т} = 1.04 p_{Н} = 1.04 \cdot 1.01325 \cdot 10^5 = 1.0538 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}.$$

Отсюда степень понижения давления газа в турбине составляет:

$$\pi_{Т} = \frac{p_{Г}^*}{p_{Т}} = \frac{4.7000}{1.0538} = 4.46.$$

Эффективная работа на валу турбины

$$L_T = \frac{\kappa_T}{\kappa_T - 1} R_T T_T^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_T} \right)^{\frac{\kappa_T - 1}{\kappa_T}} \right] \eta_T =$$

$$= \frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.5 \cdot 1200 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{4.46} \right)^{\frac{1.33 - 1}{1.33}} \right] \cdot 0.83 = 357695 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}},$$

где $\eta_T = 0.83$ – мощностной КПД турбины.

8. Из уравнения баланса мощностей турбокомпрессора определяем потребный расход воздуха через компрессор двигателя:

$$\frac{N_{\text{ген}}}{\eta_{\text{ген}} \eta_{\text{ред}}} + L_k G_B = L_T G_B (1 + g_T) \left(1 - g_{\text{охл}} - \frac{G_{\text{отб}}}{G_B} \right) \eta_{\text{мех}}$$

$$\frac{45 \cdot 10^3}{0.85 \cdot 0.98} + 212313 \cdot G_B = 357695 \cdot G_B \cdot (1 + 0.02015) \cdot \left(1 - 0.05 - \frac{1.9}{G_B} \right) \cdot 0.98$$

$$G_B = 5.76 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

Здесь приняты:

$\eta_{\text{ген}} = 0.85$ – КПД преобразования механической энергии в электрическую;

$\eta_{\text{ред}} = 0.98$ – КПД редуктора; $g_{\text{охл}} = 0.05$ – относительный расход воздуха,

идущий на охлаждение турбины. Рекомендуют при $T_T^* \leq 1270\text{K}$ принимать неохлаждаемую турбину (рабочие лопатки не имеют системы охлаждения, первый сопловой аппарат с охлаждаемыми лопатками) (корпус и другие детали турбины охлаждаются воздухом, отбираемым от компрессора);

$\eta_{\text{мех}} = 0.98$ – коэффициент, учитывающий затраты мощности турбины на привод вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, воздухоотделителей и др.), а также трение в опорах.

9. Температура газа за турбиной:

$$T_T^* = T_T^* - \frac{L_T}{\frac{\kappa_T}{\kappa_T - 1} R_T} = 1200 - \frac{357695}{\frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.5} = 891.3\text{K} (618^\circ\text{C})$$

10. Часовой расход топлива:

$$G_{\text{ТЧ}} = 3600 G_B g_T \left(1 - g_{\text{охл}} - \frac{G_{\text{отб}}}{G_B} \right) =$$

$$= 3600 \cdot 5.76 \cdot 0.02015 \cdot \left(1 - 0.05 - \frac{1.9}{5.76} \right) = 259 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}.$$

11. Отбираемая мощность от ВГТД:

$$N_{\text{ГТД отб}} = N_{\text{отб}} + N_{\text{ген}} = 212313 \cdot 1.9 \cdot 10^{-3} + 45 = 448 \text{ кВт.}$$

12. Удельный расход топлива или экономичность ВГТД;

$$C_e = \frac{G_{\text{ТЧ}}}{N_{\text{ЭКВ}}} = \frac{259}{448} = 0.578 \frac{\text{кг}}{\text{кВтч}}.$$

13. Производится сравнение удельных параметров проектируемого двигателя и ВГТД ТА-6А. Мощность, затраченная на производство сжатого воздуха от ВГТД ТА-6А:

$$N_{\text{отб}} = G_{\text{отб}} c_{\text{рв}} (T_{\text{к}}^* - T_{\text{в}}^*) = 1.35 \cdot 1004.5 \cdot (507 - 288) \cdot 10^{-3} = 297 \text{ кВт.}$$

Расход воздуха через компрессор $G_{\text{в}} = 5.95 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. Часовой расход топлива

(расчетный) $G_{\text{ТЧ}} = 234 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$. Отбираемая мощность от ВГТД ТА-6А

$N_{\text{ГТД отб}} = N_{\text{отб}} + N_{\text{ген}} = 297 + 45 = 342 \text{ кВт.}$ Удельный расход топлива или экономичность ВГТД ТА-6А;

$$C_e = \frac{G_{\text{ТЧ}}}{N_{\text{ЭКВ}}} = \frac{234}{342} = 0.684 \frac{\text{кг}}{\text{кВтч}}.$$

Таким образом проектируемый двигатель оказывается экономичнее ВГТД ТА-6А на $\frac{0.684 - 0.578}{0.684} \cdot 100\% = 15.5\%$.

14. Рассчитываются диаметральные размеры контрольных сечений проточной части ВГТД в следующей последовательности:

1. Сечение «В-В» (вход в компрессор. задается осевая составляющая скорости $c_{\text{в}} = 130 \text{ м/с}$. Из уравнения сохранения энергии для данного сечения находим действительную скорость в потоке:

$$T_{\text{в}} = T_{\text{в}}^* - \frac{c_{\text{в}}^2}{2c_{\text{рв}}} = 288.15 - \frac{130^2}{2 \cdot 1004.5} = 279.74 \text{ К,}$$

где $c_{\text{рв}} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} R = \frac{1.4}{1.4 - 1} \cdot 287 = 1004.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$ - средняя удельная теплоемкость сухого воздуха.

Из уравнения адиабатного процесса торможения находим статическое давление на входе в компрессор:

$$p_{\text{в}} = p_{\text{в}}^* \left(\frac{T_{\text{в}}}{T_{\text{в}}^*} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 0.9727 \cdot 10^5 \left(\frac{279.74}{288.15} \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} = 0.8769 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$$

Из уравнения состояния определяем плотность воздуха в данном сечении:

$$\rho_{\text{в}} = \frac{p_{\text{в}}}{RT_{\text{в}}} = \frac{0.8769 \cdot 10^5}{287 \cdot 279.74} = 1.0922 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

Из уравнения расхода находим площадь проходного сечения для воздуха:

$$F_B = \frac{G_B}{c_B \rho_B} = \frac{5.76}{130 \cdot 1.0922} = 0.040567 \text{ м}^2$$

Наружный, внутренний, средний диаметры и высота рабочей лопатки на входе в компрессор:

$$D_{B \text{ нар}} = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-d_B^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.040567}{3.14 \cdot (1-0.53^2)}} = 0.268 \text{ м}; D_{B \text{ вн}} = D_{B \text{ нар}} \bar{d}_B =$$

$$= 0.268 \cdot 0.53 = 0.142 \text{ м}; D_{B \text{ ср}} = 0.5(D_{B \text{ нар}} + D_{B \text{ вн}}) = 0.5 \cdot (0.268 + 0.142) = 0.205 \text{ м}; h_B = 0.5(D_{B \text{ нар}} - D_{B \text{ вн}}) = 0.063 \text{ м}$$

2. Сечение «X-X» (вход в осевые ступени). Для повышения газодинамической устойчивости компрессора принята диагональноосевая схема, то есть впереди диагональная ступень а за ней устанавливаются несколько осевых ступеней. Для определения параметров воздушного потока в данном сечении производим распределение адиабатной работы сжатия в компрессоре между диагональной и осевыми ступенями компрессора:

$$L_{\text{диаг ад}}^* = 0.55 L_{\text{к ад}}^* = 0.55 \cdot 212313 \cdot 0.8 = 93418 \text{ Дж/кг}$$

Степень повышения давления в диагональной ступени находится по формуле:

$$\pi_{\text{диаг}}^* = \left(1 + \frac{L_{\text{диаг ад}}^*}{c_{pB} T_B^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(1 + \frac{93418}{1004.5 \cdot 288.15}\right)^{\frac{1.4}{1.4-1}} = 2.66$$

Отсюда параметры состояния на выходе из диагональной ступени равны:

$$p_X^* = p_B^* \pi_{\text{диаг}}^* = 0.9727 \cdot 10^5 \cdot 2.66 = 2.5891 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2};$$

$$T_X^* = T_B^* \left(1 + \frac{\pi_{\text{диаг}}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{\text{диаг}}}\right) = 288.15 \cdot \left(1 + \frac{2.66^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1}{0.84}\right) = 398.8 \text{ К}.$$

Если принять, что осевая скорость на выходе из диагональной ступени равна $c_x = 130 \text{ м/с}$, то можно определить площадь проходного сечения для воздуха и размеры сечения на выходе из диагональной ступени по формулам:

$$T_X = T_X^* - \frac{c_x^2}{2c_{pB}} = 398.8 - \frac{130^2}{2 \cdot 1004.5} = 390.39 \text{ К};$$

$$p_X = p_X^* \left(\frac{T_X}{T_X^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 2.5891 \cdot 10^5 \cdot \left(\frac{390.39}{398.8}\right)^{\frac{1.4}{1.4-1}} = 2.4029 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2};$$

$$\rho_X = \frac{p_X}{RT_X} = \frac{2.4029 \cdot 10^5}{287 \cdot 390.39} = 2.145 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}; F_X = \frac{G_B}{c_X \rho_X} = \frac{5.76}{130 \cdot 2.145} = 0.02066 \text{ м}^2;$$

$$D_{X \text{ нар}} = \sqrt{\frac{4F_X}{\pi(1-d_X^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.02066}{3.14 \cdot (1-0.895^2)}} = 0.364 \text{ м}; D_{X \text{ вн}} = D_{X \text{ нар}} \bar{d}_X =$$

$$= 0.364 \cdot 0.895 = 0.325 \text{ м}; D_{X \text{ ср}} = 0.5(D_{X \text{ нар}} + D_{X \text{ вн}}) = 0.5 \cdot (0.364 + 0.325) = 0.345 \text{ м}; h_X = 0.5(D_{X \text{ нар}} - D_{X \text{ вн}}) = 0.020 \text{ м}$$

3. Сечение «К-К» (выход из осевых ступеней компрессора). Параметры состояния в данном сечении компрессора равны:

$$p_K^* = 4.8958 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; T_K^* = 499.5 \text{ К}.$$

Если принять осевую скорость на выходе из рабочего колеса равной $c_K = 90 \text{ м/с}$, то можно определить параметры состояния в потоке и размеры данного сечения по формулам:

$$T_K = T_K^* - \frac{c_K^2}{2c_{pB}} = 499.5 - \frac{90^2}{2 \cdot 1004.5} = 495.5 \text{ К};$$

$$p_K = p_K^* \left(\frac{T_K}{T_K^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 4.8958 \cdot 10^5 \left(\frac{495.5}{499.5}\right)^{1.4-1} = 4.7589 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2;$$

$$\rho_K = \frac{p_K}{RT_K} = \frac{4.7589 \cdot 10^5}{287 \cdot 495.5} = 3.346 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3};$$

$$F_K = \frac{G_B}{c_K \rho_K} = \frac{5.76}{90 \cdot 3.346} = 0.01913 \text{ м}^2$$

$$D_{B \text{ нар}} = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-d_B^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.011594}{3.14 \cdot (1-0.454^2)}} = 0.1364 \text{ м}; D_{B \text{ вн}} = D_{B \text{ нар}} \bar{d}_B =$$

$$= 0.1364 \cdot 0.454 = 0.0619 \text{ м}; D_{B \text{ ср}} = 0.5(D_{B \text{ нар}} + D_{B \text{ вн}}) = 0.5 \cdot (0.1364 + 0.0619) = 0.09915 \text{ м}; h_B = 0.5(D_{B \text{ нар}} - D_{B \text{ вн}}) = 0.03725 \text{ м}$$

$$D_{K \text{ нар}} = 0.364 \text{ м}; D_{K \text{ вн}} = \sqrt{D_{K \text{ нар}}^2 - \frac{4F_K}{\pi}} = \sqrt{0.364^2 - \frac{4 \cdot 0.01913}{3.14}} = 0.329 \text{ м};$$

$$D_{K \text{ ср}} = 0.346 \text{ м}; h_K = 0.017 \text{ м}$$

4. Сечение «Г-Г» (вход в турбину). Задаемся осевой скоростью $c_T = 115 \text{ м/с}$. Параметры состояния и размеры данного сечения:

$$T_T = T_T^* - \frac{c_T^2}{2c_{pT}} = 1200 - \frac{115^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 1194.3 \text{ К};$$

$$p_{\Gamma} = p_{\Gamma}^* \left(\frac{T_{\Gamma}}{T_{\Gamma}^*} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}} = 4.7000 \cdot 10^5 \left(\frac{1194.3}{1200} \right)^{\frac{1.33}{1.33-1}} = 4.6106 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2;$$

$$\rho_{\Gamma} = \frac{p_{\Gamma}}{R_{\Gamma} T_{\Gamma}} = \frac{4.6106 \cdot 10^5}{287.5 \cdot 1194.3} = 1.3427 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3};$$

$$g_{\Sigma} = (1 + g_m) \left(1 - g_{\text{охл}} - \frac{G_{\text{омб}}}{G_{\Sigma}} \right) =$$

$$= (1 + 0.02015) \cdot \left(1 - 0.05 - \frac{1.9}{5.76} \right) = 0.6326 -$$

- относительный расход газа;

$$F_{\Gamma} = \frac{G_{\Sigma} g_{\Gamma}}{c_{\Gamma} \rho_{\Gamma}} = \frac{5.76 \cdot 0.6326}{115 \cdot 1.3427} = 0.0236 \text{ м}^2;$$

$$D_{\Gamma \text{ нар}} = \sqrt{\frac{4F_{\Gamma}}{\pi(1-d_{\Gamma}^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.0236}{3.14 \cdot (1-0.7^2)}} = 0.243 \text{ м}; D_{\Gamma \text{ вн}} = D_{\Gamma \text{ нар}} \overline{d_{\Gamma}} =$$

$$= 0.243 \cdot 0.7 = 0.170 \text{ м}; D_{\Gamma \text{ ср}} = 0.5(D_{\Gamma \text{ нар}} + D_{\Gamma \text{ вн}}) = 0.5 \cdot (0.243 +$$

$$+ 0.170) = 0.206 \text{ м}; h_{\Sigma} = 0.5(D_{\Gamma \text{ нар}} - D_{\Gamma \text{ вн}}) = 0.036 \text{ м}$$

5. Сечение «Т-Т» (выход из турбины). Параметры состояния рабочего тела и размеры данного сечения:

$$p_{\text{T}} = 1.0538 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}; T_{\text{T}}^* = 898.3 \text{ К}; \lambda_{\text{T}} = 0.45;$$

$$c_{\text{T}} = 18.15 \lambda_{\text{T}} \sqrt{T_{\text{T}}^*} = 18.15 \cdot 0.45 \cdot \sqrt{898.3} = 244.8 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$T_{\text{T}} = T_{\text{T}}^* \left(1 - \frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}+1} \lambda_{\text{T}}^2 \right) = 898.3 \cdot \left(1 - \frac{1.33-1}{1.33+1} \cdot 0.45^2 \right) = 872.5 \text{ К};$$

$$p_{\text{T}}^* = \frac{p_{\text{T}}}{\left(1 - \frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}+1} \lambda_{\text{T}}^2 \right)^{\frac{\kappa_{\Sigma}}{\kappa_{\Sigma}-1}}} = \frac{1.0538 \cdot 10^5}{\left(1 - \frac{1.33-1}{1.33+1} \cdot 0.45^2 \right)^{\frac{1.33}{1.33-1}}} = 1.1849 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2};$$

$$\rho_{\text{T}} = \frac{p_{\text{T}}}{R_{\text{T}} T_{\text{T}}} = \frac{1.0538 \cdot 10^5}{287.3 \cdot 872.5} = 0.42 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3};$$

$$F_{\text{T}} = \frac{G_{\Sigma} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})}{c_{\text{T}} \rho_{\text{T}}} = \frac{5.76 \cdot (0.6326 + 0.05)}{244.8 \cdot 0.42} = 0.03824 \text{ м}^2;$$

$$D_{\text{T нар}} = 0.260 \text{ м}; D_{\text{T вн}} = \sqrt{D_{\text{T нар}}^2 - \frac{4F_{\text{T}}}{\pi}} = \sqrt{0.260^2 - \frac{4 \cdot 0.03824}{3.14}} = 0.137 \text{ м};$$

$$D_{\text{T ср}} = 0.5(D_{\text{T нар}} + D_{\text{T вн}}) = 0.199 \text{ м}; h_m = 0.5(D_{\text{T нар}} - D_{\text{T вн}}) = 0.062 \text{ м}$$

6. Параметры сечения на выходе из реактивного сопла:

- скорость истечения газа $c_c = 170 \frac{\text{м}}{\text{с}}$;

- действительная температура и давление

$$T_c = T_T^* - \frac{c_c^2}{2 \frac{\kappa_T}{\kappa_T - 1} R_T} = 898.3 - \frac{170^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 885.83 \text{ К}; p_c = 1.0538 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2};$$

- плотность газа

$$\rho_c = \frac{p_c}{R_T T_c} = \frac{1.0538 \cdot 10^5}{287.5 \cdot 885.83} = 0.4138 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3};$$

- площадь сечения

$$F_c = \frac{G_B (g_T + g_{\text{охл}})}{c_c \rho_c} = \frac{5.76 \cdot (0.6326 + 0.05)}{170 \cdot 0.4138} = 0.05589 \text{ м}^2;$$

- диаметр сечения

$$D_c = \sqrt{\frac{4F_c}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.05589}{3.14}} = 0.266 \text{ м}.$$

7. Скорость, соответствующая адиабатическому расширению газа от полного давления на входе в турбину до статического давления на ее выходе:

$$c_{\text{тад}} = \sqrt{2c_{\text{пр}} T_T^* \left[1 - \left(\frac{p_T}{p_T^*} \right)^{\frac{\kappa_T - 1}{\kappa_T}} \right]} =$$

$$= \sqrt{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1200 \cdot \left[1 - \left(\frac{1.05378}{4.7000} \right)^{\frac{1.33-1}{1.33}} \right]} = 928 \text{ м/с}$$

8. Окружная скорость на среднем диаметре турбины при количестве ступеней $z_T=3$ и коэффициенте нагрузки $y=0.5$:

$$u_{T \text{ ср}} = \frac{c_{\text{тад}} y}{\sqrt{z_T}} = \frac{928 \cdot 0.5}{\sqrt{3}} = 268 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Окружная скорость по концам рабочих лопаток осевых ступеней компрессора $u_K = u_{T \text{ ср}} \frac{D_{\text{к нар}}}{D_{T \text{ ср}}} = 268 \frac{0.364}{0.199} = 490.2 \text{ м/с}$

Отсюда количество осевых ступеней равно:

$$z_{\text{ос}} = \frac{L_{\text{ос}}}{\mu \omega_K^2} = \frac{101153}{0.25 \cdot 490.2^2} = 2.$$

Частота вращения турбокомпрессора:

$$n = \frac{60u_{\text{т ср}}}{\pi D_{\text{т ср}}} = \frac{60 \cdot 268}{3.14 \cdot 0.199} = 25730 \frac{\text{об}}{\text{мин}}.$$

9. Удельная мощность ВГТД

$$N_{\text{уд}} = \frac{N_{\text{ГТД отб}}}{G_{\text{в}}} = \frac{448}{5.76} = 77.8 \frac{\text{кВт}}{\text{кг/с}} \left(\frac{\text{кДж}}{\text{кг}} \right).$$

10. Мощность, затраченная на производство отбираемого от ВГТД сжатого воздуха и электрической энергии, равна:

$$N_{\text{ц}} = N_{\text{отб}} + \frac{N_{\text{ген}}}{\eta_{\text{ген}} \eta_{\text{ред}}} = 212313 \cdot 1.9 \cdot 10^{-3} + \frac{45}{0.85 \cdot 0.98} = 457.4 \text{ кВт}$$

11. Внутренний (эффективный) КПД двигателя:

$$\eta_{\text{вн}} = \frac{N_{\text{ц}} + G_{\text{в}}(g_{\text{т}} + g_{\text{охл}}) \frac{c_{\text{с}}^2}{2}}{\frac{G_{\text{тч}}}{3600} H_{\text{и}}} = \frac{457.4 + 5.76 \cdot (0.6326 + 0.05) \cdot \frac{170^2}{2} \cdot 10^{-3}}{\frac{259}{3600} \cdot 43100} = 0.166$$

12. Определяется приближенно температура материала лопаток последней ступени турбины:

$$T_{\text{л}} \approx 0.95 \left(T_{\text{т}}^* + \frac{u_{\text{т ср}}^2}{2c_{\text{рг}}} \right) = 0.95 \cdot \left(898.3 + \frac{268^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 882.8 \text{ К}$$

13. Рассчитывается напряжение растяжения в корневом сечении рабочих лопаток последней ступени турбины:

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{р}} &= 2\pi \rho_{\text{л нд}} \left(\frac{n}{60} \right)^2 F_{\text{т}} \Phi = \\ &= 2 \cdot 3.14 \cdot 8200 \cdot \left(\frac{25730}{60} \right)^2 \cdot 0.03824 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 199.2 \text{ МПа}, \end{aligned}$$

где $\rho_{\text{л нд}} = 8200 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность материала лопатки – жаропрочной стали

ЭИ437Б (рис.1.6); $\Phi = 0.5 \dots 0.6$ – коэффициент, учитывающий уменьшением напряжения растяжения из-за изменения толщины профилей лопатки по высоте.

14. Задаем назначенным ресурсом двигателя 12000...15000 часов. В течение назначенного ресурса двигатель работает на максимальном режиме приближенно 80...90 %, то есть 10800...13500 часов. Отсюда находим параметр Ларсена – Миллера по формуле:

$$P = T_{\text{л}} (20 + \lg \tau) = 882.8 \cdot (20 + \lg 13500) = 21300.$$

По графику на рис.1.6 по значению параметра Ларсена - Миллера находим для соответствующего материала допустимое напряжение длительной прочности:

$$\sigma_{\tau}^t = 460 \text{ МПа.}$$

Таким образом запас прочности составляет:

$$K_{\sigma} = \frac{\sigma_{\tau}^t}{\sigma_p} = \frac{460}{199.2} = 2.31.$$

Рекомендуется иметь запас прочности $K_{\sigma} \geq 1.8 \dots 2.4$.

Список использованных источников

1. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Шулекин В.Т. Теория авиационных двигателей. Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей. Учебник для вузов. /Под ред. Н.Д.Тихонова. М.:Транспорт,2000. 287 с.
2. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д. Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин. М.:Машиностроение,1995. 318 с.
3. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2.-М.:Машиностроение, 1977.
4. Шулекин В.Т. Основы теории и конструирования авиационных двигателей. Конспект лекций. М.:МГТУГА,1994. 140 с.
5. Авиация:Энциклопедия/Гл. ред. Г.П.Свищев. М.:Большая Российская энциклопедия,1994. 736 с.
6. Фёдоров Р.М., Фомин В.Н., Бутов А.М. Характеристики компрессоров. Альбом. М.:ВВМА им. Н.Е.Жуковского,1998. 167 с.
7. Ржавин Ю.А. Осевые и центробежные компрессоры двигателей летательных аппаратов. Теория, конструкция и расчёт. Учебник. М.:Изд-во МАИ,1995. 344 с.
8. Голубев В.А. Двухконтурные двигатели. Теория, расчет и характеристики. Учебное пособие. М.:Изд-во МАИ,1993. 166 с.
9. Крюков А.И. Некоторые вопросы проектирования ГТД: Учебное пособие. М. :Изд-во МАИ,1993.336 с.
10. Емин О.Н., Новиков А.С. Выбор основных параметров компрессоров ГТД М.:Изд-во МАИ,1982.
11. Локай В.И. и др. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов:Теория, конструкция и расчет. Учебник для вузов. 3-е изд., перераб. И доп./В.И.Локай, М.К.Максутова, В.А.Стрункин. М.:Машиностроение,1979. 447 с.
12. Основы проектирования турбин авиадвигателей/А.В.Деревянко, В.А.Журавлев, В.В.Зикеев и др. /Под ред. С.З.Копелева. М.:Машиностроение,1988. 328 с.
13. Авиационные газотурбинные двигатели. Термины и определения. ГОСТ 23851-79. М.:Изд-во стандартов,1978. 100 с.

Приложение 1

Исходные данные к выполнению газодинамического расчёта авиационных двигателей ГА

Выбор варианта задания осуществляется следующим образом:

1. По таблице П.1.1 определяется число, соответствующее первой букве фамилии студента – А.
2. К числу “А” прибавляется число, образованное двумя последними цифрами студента – В.
3. Номер варианта находится по двум последним цифрам полученной суммы – С.

Пример: Студент Иванов И.И., шифр М200092. Из таблицы П.1.1 следует, что первой букве фамилии “И” соответствует число А=9. Две последние цифры шифра образуют число В=92, то есть С=92+9=101. Таким образом, вариант задания - 01.

Таблица П.1.1

А	Б	В	Г	Д	Е	Ж	З	И	К	Л	М	Н	О	П	Р	С	Т
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
У	Ф	Х	Ц	Ч	Ш	Щ	Э	Ю	Я								
19	20	21	22	23	24	25	26	27	28								

Значения исходных данных в соответствии с вариантом задания определяются по таблице П.1.2.

Таблица П.1.2

№ варианта	Тип ГТД	Взлетная тяга Р, кН или мощность N _{экв} или N _{ген} кВт	Общая степень повышения давления * $\pi_{к\Sigma}$ или давление * $p_{отб}$ бар	Температура газа за турбиной $T_{Г}^*$, К /в форсажной камере, $T_{ф}^*$	Степень двухконтурности m или Gотб кг/с	Высота ограничения мощности в ТВД Ногр км	Скорость ограничения мощности в ТВД Vогр м/с	Прототип двигателя
1	2	3	4	5	6	7	8	9
00	ТРДД	35	18.5	1415	1.8			Д-30
01	ТРДД	214	30.0	1555	4.4			Д-36
02	ТРДДсм	85	17.0	1385	1.0			НК-8-2У
03	ТВД	4000	8.5	1200	-	3.5	120	АИ-24
04	ВГТД	60	4.7	1150	1.5			ТА-6А
05	ТРД	90	15	1270				РД-3М
06	ТРДДсм	115	20.0	1450	2.3			Д-30КУ
07	ТРДД	180	26.0	1560	6.0			Д-36
08	ТРДДсм	120	11.5	1380	1.5			НК-86
09	ТВД	1875	6.5	1250		2.0	100	АИ-24
10	ТРДФ	60	6.5	1250/1950				РУ-19-300
11	ТРД	36	17	1250				РУ-19-300
12	ТРДД	270	36.0	1695	8.0			Д-36
13	ТРДДсм	236	24.0	1545	4.8			Д-36
14	ТРДДФ	68	23.0	1455/1800	0.8			НК-8-4
15	ТРДД	235	28.5	1610	5.5			Д-36
16	ТРДДсм	115	13.6	1460	2.2			НК-86
17	ТРДДсм	55	10.0	1340	1.0			Д-30
18	ТВД	1500	16	1580		3.0	100	ТВ7-117
19	ВГТД	45	8.0	1200	2.5			ТА-8
20	ТРДДсм	172	18.0	1490	2.3			Д-30КП
21	ТРДД	218	28.0	1560	4.4			Д-36

Продолжение табл.П.1.2

1	2	3	4	5	6	7	8	9
22	ТВД	9500	12	1200		3.5	150	НК-12
23	ТРД	85	28	1430				РД-3М-500
24	ТРДФ	75	7.5	1400/1800				РД-3М-500
25	ТРДДсм	125	32.0	1695	5.4			ПС-90А
26	ТРДД	75	16.0	1390	2.0			Д-30
27	ТРДДсм	66	17.0	1385	1.0			Д-30
28	ВГТД	80	4.5	1150	4.5			ТА-6А
29	ТРДДФ	200	28.0	1695,2050	0.5			НК-144
30	ТРДДсм	100	11.0	1280	1.0			НК-8-2У
31	ТРДД	65	20.0	1460	0.9			Д-20П
32	ТРДДсм	52	20.0	1460	5.4			Д-36
33	ТРДДФ	86	23.0	1590/1680	0.7			НК-144
34	ТРДДсм	135	14.0	1495	1.3			НК-86
35	ТРДД	230	30.0	1650	4.4			Д-18
36	ТРДДсм	118	24.0	1550	2.4			Д-30КУ
37	ТРДДФ	95	17.0	1450/1750	0.75			НК-8
38	ТВД	1000	14	1200		1.0	150	АИ-24
39	ТРДД	166	36.0	1720	6.8			Д-36
40	ТРДДсм	140	13.6	1460	1.8			НК-86
41	ТРД	200	8	1350				РД-3М-500
42	ТРДФ	200	20	1630/1800				РУ-19-300
43	ТВД	2000	12	1200		5.0	100	ТВ2-117
44	ТРДДсм	120	11.5	1380	2.0			Д-30КУ
45	ТРДД	100	38.0	1750	8.0			Д-36
46	ТРДДсм	84	18.0	1400	1.7			Д-30
47	ТРДД	217	30.0	1625	4.4			Д-18
48	ТРДДсм	98	13.5	1480	2.1			НК-86
49	ТРДДФ	55	10.0	1470/1900	0.4			НК-8
50	ТВД	3700	14	1200		4.0	120	АИ-20
51	ТРДД	150	18.0	1320	2.2			Д-20П
52	ТРД	25	6	1250				РУ-19-300
53	ТРДД	15	11.0	1320	2.5			АИ-25
54	ТРДДсм	188	36.0	1645	6.9			ПС-90А
55	ТРДДсм	280	38.0	1690	8.0			Д-36
56	ТВД	4000	9	1350		2.0	100	НК-12
57	ТРДДсм	125	13.0	1420	2.8			НК-86
58	ТРДД	175	26.6	1555	4.2			Д-36
59	ТРДДсм	168	13.5	1530	4.0			Д-30

Продолжение табл.П.1.2

1	2	3	4	5	6	7	8	9
60	ТРДД	15	8.2	1280	2.1			АИ-25
61	ТРДФ	100	8	1400/1870				РД-3М-500
62	ТРД	100	8	1200				РУ-19-300
63	ТРДДсм	220	30.2	1700	5.0			ПС-90А
64	ТРДД	175	25.0	1645	5.9			Д-36
65	ТРДД	130	20.5	1485	2.3			Д-30КУ
66	ТВД	3500	11	1250		5.0	150	АИ-20
67	ТРД	60	6.5	1250				РУ-19-300
68	ТРДФ	80	6.5	1280/1700				РУ-19-300
69	ТРДДсм	80	16.5	1385	1.0			НК-8-4
70	ТРДД	225	29.5	1635	4.4			Д-18
71	ТРДДсм	150	20.5	1480	2.4			Д-30КУ
72	ТРДДФ	82	17.2	1450/2000	0.6			НК-144
73	ТРДД	215	30.0	1575	4.5			Д-18
74	ТРДДсм	215	30.0	1675	5.0			ПС-90А
75	ТРДДсм	135	20.5	1500	2.3			Д-30КУ
76	ТВД	3900	7.5	1290		2.5	75	ТВ2-117
77	ВГТД	80	4.7	1260	4.0			ТА-6А
78	ТРДД	162	35.0	1695	5.6			ПС-90А
79	ТРДДсм	115	20.4	1420	2.4			Д-30КУ
80	ТРД	19	8.5	1360				РУ-19-300
81	ТРДДсм	115	20.0	1350	2.0			Д-30КУ
82	ТРДД	182	30.0	1590	4.7			Д-36
83	ТВД	1800	7.5	1220		3.0	100	АИ-24
84	ТРДДФ	72	27.0	1640/1750	0.8			НК-144
85	ТРДДсм	105	13.5	1320	1.3			НК-86
86	ТРДД	170	38.0	1680	5.3			Д-36
87	ТРДДсм	115	20.2	1425	2.3			Д-30КУ
88	ТРДДсм	66	16.9	1310	1.0			Д-30
89	ТРДД	254	24.8	1700	6.0			Д-18
90	ТРДД	135	13.5	1395	1.8			НК-86
91	ТВД	2000	18	1500		2.0	150	ТВ2-117
92	ТРДДсм	110	26.0	1560	4.6			ПС-90А
93	ТРДД	168	30.0	1670	5.8			Д-18
94	ТРДДсм	98	22.8	1535	5.1			Д-30КУ
95	ТВД	10000	11	1320		3.0	100	АИ-24
96	ТРДДсм	192	26.2	1500	4.2			ПС-90А
97	ТРДД	218	23.0	1470	4.9			Д-18
98	ТРДД	219	28.0	1560	4.4			Д-36
99	ТРДДсм	105	13.0	1380	2.1			Д-30КУ

Приложение 2

Основные данные компрессоров современных ТРДД [7]

№ п/п	Марка ГТД	Тип компрессора	Число ступеней	π_K^*	G_B кг/с	η_K^*	п об/мин	μ_K	$T_{ВХ}^*$ К	На входе в 1-ю ступень	
										инар м/с	$d_{ВН}$
1	Д-20П	Н	3	2.4	113	0.84	8550	0.205	288.1	399.3	0.415
	Д-20П	В	8	5.0	56.5	0.86	11700	0.274	386.0	346.7	0.654
2	Д-30	Н	4	2.65	150	0.835	7700	0.189	288.1	383.0	0.395
	Д-30	В	10	7.1	75	0.853	11600	0.268	390.0	358.3	0.597
3	Д-30КУ	Н	3	2.0	264	0.862	4750	0.266	288.1	303.4	0.459
	Д-30КУ	В	11	8.7	45.9	0.84	10370	0.258	368.0	363.8	0.525
4	НК-8-4	Вент	2	2.15	115	0.836	5350	0.315	288.1	366.4	0.355
	НК-8-4	Н+ПС	2+2	2.5	115	0.889	5350	0.181	288.1	366.4	0.355
	НК-8-4	В	6	4.5	288	0.813	6950	0.389	378.0	327.5	0.704
5	НК-86	Вент	2	2.03	288	0.848	5470	0.225	288.1	412.4	0.361
	НК-86	Н+ПС	2+3	3.22	133.4	0.897	5470	0.150	288.1	412.4	0.361
	НК-86	В	6	4.16	133.4	0.864	7210	0.333	403.0	343.5	0.699
6	АИ-25	Н	3	1.75	44.25	0.85	10750	0.181	288.1	329.3	0.393
	АИ-25	В	8	4.76	14.75	0.84	16640	0.283	347.0	320.6	0.720
7	Д-36	Вент	1	1.24	253	0.839	5230	0.151	288.1	380.6	0.295
	Д-36	С	6	3.92	38.5	0.855	10140	0.249	317.0	345.1	0.646
	Д-36	В	7	4.21	38.5	0.847	13920	0.335	538.0	371.7	0.823
8	CF6-50А	Вент	1	1.69	647	0.85	3800	0.289	288.1	436.7	0.385
	CF6-50А	С+ПС	1+3	2.91	121.8	0.88	3800	0.154	288.1	436.7	0.385
	CF6-50А	В	14	9.78	121.8	0.845	10200	0.197	405.0	400.5	0.487
9	RB.211-22	Вент	1	1.55	580	0.86	3820	0.243	288.1	430.0	0.300
	RB.211-22	С	7	3.96	96.7	0.87	6410	0.217	333.0	349.0	0.687
	RB.211-22	В	6	4.4	96.7	0.84	10250	0.384	531.0	381.0	0.817
10	F100-PW	Н	3	3.0	106	0.85	10400	0.169	288.1	498.2	0.401
	F100-PW	В	10	8.3	62	0.82	13450	0.222	423.0	442.2	0.716
11	Спей 2	Н	4	2.6	92	0.85	8850	0.186	288.1	379.0	0.318
	Спей 2	В	12	6.6	46	0.835	12400	0.207	396.0	370.0	0.696
12	Конуэй	Н	7	3.2	128	0.855	6400	0.132	288.1	380.0	0.340
	Конуэй	В	9	4.6	98	0.83	9980	0.194	419.0	398.0	0.731
13	Ларзак 04	Н	2	2.2	27.5	0.84	17800	0.247	288.1	419.4	0.395
	Ларзак 04	В	4	5.06	12.9	0.83	23260	0.356	371.0	431.1	0.782

Примечание. Обозначения типа компрессора: Н – низкого давления;

С – среднего давления; В – высокого давления; ПС – с подпорными

ступенями; Вент – вентилятор; $\mu_K = \frac{L_K}{z_k u_{нар}^2}$ - коэффициент нагрузки;

$\frac{d_{вн}}{D_{нар}} = \frac{D_{вн}}{D_{нар}}$ - относительный внутренний диаметр; $u_{нар} = \frac{\pi D_{нар} n}{60}$ -

- окружная скорость на периферии рабочих лопаток

Стандартная атмосфера ГОСТ 4401-81 (фрагмент)

Высота км	Температура		Барометрическое давление		Плотность $\rho_H, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	Скорость звука $a, \frac{\text{м}}{\text{с}}$
	T_H, K	$t_H, ^\circ C$	Па (Н/м ²)	мм рт.ст.		
0	288.15	15	101325	760.00	1.225	340.294
0.5	284.900	11.750	95461.3	716.019	1.16727	338.370
1.0	281.651	8.501	89876.3	674.128	1.11166	336.435
1.5	278.402	5.252	84559.7	634.250	1.05810	334.489
2.0	275.154	2.004	79501.4	596.310	1.00655	332.532
2.5	271.906	-1.244	74691.7	560.234	0.956954	330.563
3.0	268.659	-4.491	70121.2	525.952	0.909254	328.584
3.5	265.413	-7.737	65780.4	493.393	0.863402	326.592
4.0	262.166	-10.984	61660.4	462.491	0.819347	324.589
4.5	258.921	-14.229	57752.6	433.180	0.777038	322.573
5.0	255.676	-17.474	54048.3	405.395	0.736429	320.545
5.5	252.431	-20.719	50539.3	379.076	0.697469	318.505
6.0	249.187	-23.963	47217.6	354.161	0.660111	316.452
6.5	245.943	-27.207	44075.5	330.593	0.624310	314.485
7.0	242.700	-30.450	41105.3	308.315	0.590018	312.406
7.5	239.457	-33.693	38299.7	287.271	0.557192	310.212
8.0	236.215	-36.935	35651.6	267.409	0.525786	308.105
8.5	232.974	-40.176	33154.2	248.677	0.495757	305.984
9.0	229.733	-43.417	30800.7	231.024	0.467063	303.848
9.5	226.492	-46.658	28584.7	214.403	0.439661	301.697
10.0	223.252	-49.898	26499.9	198.765	0.413510	299.532
10.5	220.013	-53.187	24540.2	184.067	0.388570	297.351
11.0	216.774	-56.376	22699.9	170.264	0.364801	295.154
11.5	216.650	-56.500	20984.7	157.398	0.337429	295.069
12.0	216.650	-56.500	19399.4	145.507	0.311937	295.069
12.5	216.650	-56.500	17934.0	134.516	0.288375	295.069
13.0	216.650	-56.500	16579.6	124.357	0.266375	295.069
14.0	216.650	-56.500	14170.3	106.286	0.227855	295.069
15.0	216.650	-56.500	12111.8	90.846	0.194755	295.069
16.0	216.650	-56.500	10352.8	77.652	0.166470	295.069

Приложение 4

**Основные показатели топлив для газотурбинных двигателей
гражданской авиации**

а) топлива Российской Федерации

Свойства	T-1	ТС-1	РТ	ТС-6
Плотность, кг/м ³	Не менее 800	Не менее 775	Не менее 775	Не менее 840
Удельная теплота сгорания, кДж/кг	42900	43100	43100	43100
Температура начала кипения, оС	150	150	135	195
Температура конца кипения, оС	280	250	280	315
Температура вспышки, оС	Не ниже 30	Не ниже 28	Не ниже 28	-
Температура начала кристаллизации, оС	- 60	- 60	- 60	- 60
Теоретически необходимая масса воздуха, кг/кг. топл	14.9	14.9	14.9	14.9

б) топлива США

Свойства	Jp-4	Jp-5	Jp-6
Плотность, кг/м ³	750...800	790...850	780...840
Удельная теплота сгорания, кДж/кг	42937	42701	42937
Температура начала кипения, оС	Не нормируется	Не нормируется	121
Температура конца кипения, оС	Не нормируется	287	-
Температура вспышки, оС	-	Не ниже 60	-
Температура начала кристаллизации, оС	- 60	- 48	- 54
Теоретически необходимая масса воздуха, кг/кг. топл	14.94	14.94	14.94

Продолжение приложения 4
в) альтернативные топлива

Свойства	Жидкий водород	АСКТ
Плотность, кг/м ³	70.8	585...595
Удельная теплота сгорания, кДж/кг	121000	45144
Температура начала кипения, оС	- 253	Не ниже -10
Температура конца кипения, оС	- 253	- 10
Температура вспышки, оС	550...600	480...580
Температура начала кристаллизации, оС	- 262	-
Теоретически необходимая масса воздуха, кг/кг. топл	34.2	15.4

Основные данные турбореактивных и турбовальных двигателей гражданской авиации

Турбореактивные двигатели гражданской авиации

Основные данные	РД-3М-500	РУ-19-300
Государственные испытания, год	1954	1970
Взлётная тяга, кН	95	8.83
Степень повышения давления в компрессоре	6.4	4.6
Температура газа перед турбиной, К	1083	1150
Расход воздуха, кг/с	164	16
Удельный расход топлива: - на взлетном режиме, кг/(Н.ч); - в крейсерском полете	0.112 0.0918	0.12
Масса двигателя, кг	3100	225
Удельная тяга, Н.с/кг (м/с)	580	552
Удельная масса, кг/Н	0.0325	0.0255
Длина двигателя, м	5.38	1.73
Диаметр, м	1.4	0.55
Турбокомпрессор	8+2	7+1
Камера сгорания	ТК-14	К
Частота вращения, об/мин	4700	
Приёмистость, с	17	
Применение	Ту-104	Ан-24 Ан-26 Як-30 Як-32

Продолжение приложения П.5

Турбовинтовые двигатели гражданской авиации

Основные данные	АИ-20	АИ-24	ТВ7-117	НК-12
Начало серийного производства, год	1957	1960	1991	1955
Мощность, кВт	2980	1890	1840	9200
Степень повышения давления в компрессоре	7.32	6.4	16	9.5
Температура газа перед турбиной	1160	1150	1515	1250
Расход воздуха, кг/с	20.9	13.1	7.95	
Удельная мощность, кВт.с/кг	143	143	231	
Удельная масса, кг/кВт	0.362	0.319	0.282	0.315
Удельный расход топлива: - на взлётном режиме, кг/(кВт.ч); - на крейсерском режиме	0.353	0.364	0.283 0.245	0.305 0.244
Высота крейсерского полёта, км				
Число Маха				
Масса двигателя, кг	1080	600	520	2900
Схема двигателя (компрессор) (турбина)	10 3	10 3	5+1цб 2+2с	14 5
Частота вращения, об/мин	12300	15100	20882/ 11520с	8300
Камера сгорания	К	К	Пр.К	К
Габаритные размеры: длина, м ширина, м высота, м	3.096 0.842 1.18	2.346 0.677 1.075	2.14 0.94 0.885	4.785 1.2
Применение	Ил-18 Ан-10 Ан-12	Ан-24	Ил-114	Ту-114 Ан-22

Продолжение приложения П.5

Вспомогательные газотурбинные двигатели гражданской авиации

Основные данные	ТА-8	ТА-6А	АИ-9	ВСУ-10
Расход отбираемого воздуха, кг/с	0.8	1.35	0.4	3.5
Давление отбираемого воздуха, бар	3.6	4.9	2.4	7.2
Температура отбираемого воздуха, оС	200	225		280
Мощность отбираемой электроэнергии, кВт	10	45		60
Степень повышения давления в компрессоре	3.8	5.0		7.4
Температура газа перед турбиной, К		1050		1280
Расход воздуха, кг/с				3.54
Часовой расход топлива, кг/ч	160	230		250
Удельный расход топлива, кг/(кВт.ч)				0.34
Масса двигателя, кг	175	287	45	
Габаритные размеры:				
Длина, м	1.306	1.585		
Ширина, м	0.564	0.62		
Высота, м	0.505	0.725		
Схема ВГТД (компрессор)	1цб	1диаг +2	1цб	
(турбина)	1цс	3	1	
Камера сгорания	Прот. кольц	Прот. кольц		
Частота вращения, об/мин	40000	23050	38500	
Применение	Ту-134	Ту-154 Ил-62М	Як-40	Ил-86 Ил-96

Рецензия

на учебное пособие **«Теория авиационных двигателей. Часть 1. Газодинамический расчет турбореактивных и турбовальных двигателей воздушных судов гражданской авиации»**, авторы Шулекин В.Т., Медведев В.В., 89 с.

В учебной пособии приводятся алгоритмы и примеры газодинамического расчета турбореактивных (ТРД, ТРДФ) и турбовальных (ТВД, ВГТД, вертолётных ГТД) двигателей.

В процессе газодинамического расчета осуществляется решение следующих задач:

1. Краткое описание двигателя – прототипа.
2. выбор и обоснование коэффициентов потерь в элементах проектируемого двигателя на основе современных и перспективных представлений о развитии авиадвигателестроения и эксплуатации.
3. Расчет удельных параметров проектируемого двигателя на взлетном режиме работы в условиях старта воздушного судна и МСА.
4. Сравнительный анализ показателей эксплуатационных свойств проектируемого двигателя и двигателя – прототипа.
5. Определение основных геометрических размеров контрольных сечений проточной части проектируемого двигателя.
6. Расчет количества ступеней компрессора и турбины и предварительный выбор материала лопаток турбины и компрессора.

К отличительным особенностям пособия следует отнести:

1. Последовательность расчетов, позволяющая сравнительно легко реализовать алгоритмические языки и компьютер.
2. Использование современной методики газодинамического расчета турбореактивных и турбовальных двигателей..

На основании изложенного рекомендую к изданию учебное пособие **«Теория авиационных двигателей. Часть 1. Газодинамический расчет турбореактивных и турбовальных двигателей воздушных судов гражданской авиации»**, авторы Шулекин В.Т., Медведев В.В., 89 с.

Рецензент, д.т.н., проф.

Коняев Е.А..

ВЫПИСКА

из протокола № 9 заседания методического совета
Механического факультета по специальности 160901
от 02.04.2008 г.

Слушали:

Зав. кафедрой «ДЛА» проф. Никонова В.В. о содержании и готовности к изданию рукописи учебного пособия «Характеристики ступени осевого компрессора ГТД с поврежденными лопатками» для студентов 3-го курса специальности 160901 дневного и заочного форм обучения, автор Шулекин В.Т., 100 страниц.

Постановили:

1. Одобрить текстовой и графический материалы учебного пособия.
2. Рекомендовать указанное пособие к изданию через РИО МГТУ ГА тиражом 200 экз.

Председатель МС по специальности 160901,
Д.т.н., проф.

Ю.М. Чинючин

ВЫПИСКА

из протокола № 9 заседания кафедры «Двигатели летательных аппаратов»

от 20 марта 2008 г.

Слушали:

Доцента Шулекина В.Т. о содержании и готовности к изданию рукописи учебного пособия «Характеристики ступени осевого компрессора ГТД с поврежденными лопатками» для студентов 3-го курса специальности 160901 дневного и заочного форм обучения (автор Шулекин В.Т., 100 страниц).

Постановили:

1. Одобрить текстовой и графический материалы учебного пособия.
2. Рекомендовать указанное пособие к рассмотрению на МС Механического факультета.

Зав. кафедрой «ДЛА»

Никонов В.В.

Ученый секретарь кафедры «ДЛА»

Шулекин В.Т.

Рецензия

на учебное пособие «Характеристики ступени осевого компрессора ГТД с поврежденными лопатками», автор Шулекин В.Т., 99 с.

Названное пособие состоит из введения и четырех глав.

Во введении приводятся сведения о нормах на зачистку повреждений лопаток компрессоров газотурбинных двигателей гражданской авиации, которые свидетельствуют о разнообразном расположении забоин на перелопатках.

В первой главе пособия рассматривается механизм попадания посторонних предметов на вход в двигатели, расположенных в хвостовой части фюзеляжа (Ту-154М и др.) или на пилонах под крылом (Ил-96 и др.). В механизме описывается физическая сущность процессов, реализация которых приводит к поступлению на вход в двигатель посторонних предметов.

Во второй главе приводится краткий анализ повреждений лопаток компрессоров двигателей семейства Д-30 по материалам различных авторов. Анализ показывает, что основными зонами повреждений лопаток являются периферийные зоны, расположенные выше антивибрационных полок. Этот вывод согласуется с рассмотренным ранее механизмом попадания посторонних предметов на вход в двигатель.

В третьей главе рассматриваются характеристики ступени осевого компрессора ГТД в обычной форме (зависимости степени повышения давления и КПД от расхода воздуха и частоты вращения), а также в виде зависимости коэффициента теоретического напора от коэффициента расхода, позволяющие всю область характеристик «свернуть» в виде параболической кривой.

В четвертой главе приводится пример расчета показателей ступени вентилятора ТРДД ПС-90А с поврежденной входной кромкой рабочих лопаток. Несмотря на то, что забоина имеет зачистку, глубина её довольно значительна (5 мм), однако её отрицательное влияние на характеристики ступени осевого компрессора весьма значительно.

На основании изложенного рекомендую к изданию учебное пособие «Характеристики ступени осевого компрессора ГТД с поврежденными лопатками», автор Шулекин В.Т., 99 с.

Рецензент, к.т.н., доц.

Шерышев А.Е.

