

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

**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 2

**Газодинамический расчет двухконтурных турбореактивных
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 двухконтурных турбореактивных 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. Двухконтурный турбореактивный двигатель с отдельным выпуском воздуха и газа из выходных сопел	11
2. Двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков воздуха и газа за турбиной и общим выходным соплом ..	32
3. Двухконтурный ТРД с форсажной камерой	50
4. Двухконтурный ТРД трехвальной схемы	67
Список использованных источников	85
Приложение 1. Двухконтурные турбореактивные двигатели	86
Приложение 2. Воздушные суда с двухконтурными турбореактивными двигателями	89

Введение

В 1937 г. известный конструктор авиационных двигателей академик А.М. Люлька предложил схему двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД), в которой осевой компрессор приводится во вращение газовой турбиной. Сжатый воздух после рабочего колеса первой ступени осевого компрессора разделяется на два потока, один из которых поступает в наружный (второй) контур, затем смешивается с газовым потоком, выходящим из турбины (во внутреннем или первом контуре), и полученная смесь вытекает через общее реактивное сопло. Подобная схема двигателя в настоящее время называется ТРДД со смешением потоков воздуха и газа за турбиной и с общим выходным соплом.

Для выяснения физической сущности работы двухконтурного ТРД сравним два двигателя (одноконтурный ТРД и второй контур ТРДД) с различными секундными массами рабочего тела при условии, что **на создание тяговой работы в каждом из движителей затрачивается одно и то же количество кинетической энергии.**

Обозначим:

V – скорость полета воздушного судна в сечении «Н – Н»; c_{c1} и c_{c2} – скорости истечения газа и воздуха из первого и второго двигателей; G_{g1} и G_{g2} – секундные массы газа и воздуха через двигатели соответственно.

Из условия равенства кинетических энергий, затраченных на ускорение рабочего тела двигателя ($\Delta K_1 = \Delta K_2$) можно записать:

$$G_{g1}(c_{c1}^2 - V^2) = G_{g2}(c_{c2}^2 - V^2)$$

Пусть $G_{g2} > G_{g1}$, тогда $c_{c2} < c_{c1}$ и $\Delta c_{c2} < \Delta c_{c1}$, где $\Delta c_{c1}^2 = c_{c1}^2 - V^2$; $\Delta c_{c2}^2 = c_{c2}^2 - V^2$.

Таким образом, при разной затрате кинетической энергии на ускорение потока газов большей массе газа можно сообщить только меньшее ускорение.

При одинаковой скорости полета полетный (тяговый) КПД $\eta_{пол} = \frac{2V}{c_c + V}$, а

значит, и экономичность, будут больше у того двигателя, у которого скорость газа на выходе меньше. Из сказанного вытекает основная идея двухконтурных ТРД, которая состоит в том, что **при одинаковой затрате энергии большей массе газа сообщается меньшее ускорение, то есть оказывается более выгодным для получения реактивной тяги ускорять большую массу газового потока, чем ускорять меньшую массу до больших значений выходной скорости.**

На старте и при полете с необходимой скоростью это значительно уменьшает потери кинетической энергии с выходной скоростью и приводит к увеличению полной тяги двигателя и уменьшению его удельного расхода топлива. В результате этого воздушно судно с ТРДД требует меньшей длины разбега при взлете, двигатели при взлете создают значительно меньший уровень шума и обеспечивают большую дальность полета, упрощается конструктивное оформление реверсивных устройств, которые работают в условиях низких температур наружного контура.

Рассмотрим другой подход к сущности двухконтурного турбореактивного двигателя по представлению Н.Д. Тихонова.. Возьмем случай работы двигателей (движителей) на стенде ($V = 0$) при **отсутствии потерь в процессе передачи энергии от первого (ТРД) ко второму движителю (вентилятору), а также полное расширение рабочего тела в выходных устройствах (статическое давление в обресе выходных сопел равно атмосферному давлению, то есть $p_{c1} = p_{c2} = p_H$.**

В соответствии с формулой Б.С. Стечкина для рассматриваемого случая напишем выражения для силы тяги: $P_1 = G_{B1}c_1$; $P_2 = G_{B2}c_2$, откуда имеем

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{G_{B2}c_2}{G_{B1}c_1}$$

Принимается также, что **на создание работа реактивной тяги затрачивается одно и то же количество механической (кинетической) энергии**, то есть $\frac{G_{B2}}{G_{B1}} = \frac{c_1^2}{c_2^2}$.

Тогда $\frac{P_2}{P_1} = \frac{c_1}{c_2} > 1$ или $\frac{P_2}{P_1} = \sqrt{\frac{G_{B2}}{G_{B1}}}$. То есть при $V = 0$ тяга двигателя (движителя) возрастает прямо пропорционально корню квадратному из величины присоединенной массы.

Так как часовой расход топлива воздушно-реактивного двигателя как тепловой машины при присоединении массы рабочего тела остается неизменным, а тяга возрастает, то удельный расход топлива уменьшается обратно пропорционально росту тяги. При этом $\frac{C_{уд2}}{C_{уд1}} = \frac{P_1}{P_2} = \frac{c_2}{c_1}$.

Применительно к ТРДД из принципа присоединения дополнительной массы рабочего тела следует, что с увеличением степени двухконтурности ($\frac{G_{B2}}{G_{B1}} = m$) (при неизменной работе цикла внутреннего контура ($L_{ц1} = const$)) при $V = 0$ тяга двигателя возрастает, а удельный расход топлива уменьшается:

$$\frac{P_{\text{ТРДД}}}{P_{\text{ТРД}}} = \sqrt{1+m}; \quad \frac{C_{\text{уд ТРДД}}}{C_{\text{уд ТРД}}} = \sqrt{\frac{1}{1+m}}$$

Теперь сравним тяги обоих движителей в полете (при $p_{c1} = p_{c2} = p_H$):

$$P_1 = G_{B1}(c_1 - V); \quad P_2 = G_{B2}(c_2 - V).$$

При допущении, что для обоих движителей используется одно и то же количество механической энергии имеем: $\frac{G_{B2}}{G_{B1}} = \frac{c_1^2 - V^2}{c_2^2 - V^2}$, откуда получаем

после преобразований $\frac{P_2}{P_1} = \frac{c_1 - V}{c_2 - V} > 1$.

Из последнего соотношения следует, что с увеличением скорости полета эффект возрастания тяги при увеличении присоединенной массы воздуха уменьшается.

Так как часовой расход топлива воздушно-реактивного двигателя как тепловой машины при присоединении дополнительной массы рабочего тела остается неизменным, а тяга двигателя возрастает, то удельный расход топлива снижается обратно пропорционально росту тяги, то есть

$$\frac{C_{\text{уд}2}}{C_{\text{уд}1}} = \frac{P_1}{P_2} = \frac{c_2 + V}{c_1 + V} = \frac{\eta_{\text{тяг}2}}{\eta_{\text{тяг}1}}$$

Таким образом, принцип присоединения массы можно сформулировать так: **при заданной механической энергии, полученной внутри воздушно-реактивного двигателя как тепловой машины, тяга будет тем больше, а удельный расход топлива меньше, чем больше присоединенная масса движителя и, следовательно, чем выше его тяговый КПД.**

Из сравнения двух подходов к объяснению сущности двухконтурного ТРД видно, что принимается допущение о равенстве механической (кинетической) энергии для двух движителей (для внутреннего и наружного контуров). Это допущение возможно лишь теоретически, так как передача механической работы второму движителю (в наружный контур) всегда приводит к уменьшению приращению кинетической энергии во внутреннем контуре (работа цикла этого контура не меняется).

Наличие неизбежных потерь при передаче механической энергии второму движителю и преобразовании её в работу реактивной тяги может привести к тому, что на больших скоростях полета двигатель с большой присоединенной массой (с большим m) будет иметь существенно меньшую тягу и больший удельный расход топлива. Для таких скоростей полета имеется оптимальное значение степени двухконтурности ТРДД, зависящее от работы цикла внутреннего контура и потерь, характеризующихся КПД второго контура η_2 .

А.Л. Клячкин предлагает для этого случая следующее выражение для $m_{\text{опт}}$, при котором достигается $C_{y\delta} \min$:

$$m_{\text{опт}} = \frac{(1 - \sqrt{1 - \eta_2})^2 \left(\frac{2L_{\text{ц1}}}{V^2} - 1 \right)}{\eta_2 - (1 - \sqrt{1 - \eta_2})^2}$$

Из уравнения Д. Бернулли, написанного для внутреннего контура между сечениями «Н – Н» и «С₁ – С₁» (обрез реактивного сопла) при допущении, что $G_{\Gamma} \approx G_{\text{в1}}$ и при $p_{\text{с1}} = p_{\text{с2}} = p_{\text{н}}$, можно получить выражение для работы цикла внутреннего контура ТРДД:

$$L_{\text{ц1}} = L_e + mL_{\text{вн}} + \frac{c_{\text{с1}}^2 - V^2}{2},$$

где $L_{\text{вн}}$ – механическая работа, передаваемая в наружный контур для вращения вентилятора (или вентиляторной ступени).

Если написать аналогичное уравнение Д. Бернулли между сечениями «Н – Н» и «С₂ – С₂» (обрез реактивного сопла наружного контура), то получим следующее преобразование механической работы в кинетическую энергию:

$$L_{\text{вн}}\eta_2 = \frac{c_{\text{с2}}^2 - V^2}{2},$$

где $\eta_2 = \eta_{\text{с2}}\eta_{\text{р2}}$ – КПД наружного контура, учитывает потери при сжатии и расширении воздуха.

Таким образом, выражение для работы цикла внутреннего контура имеет вид:

$$L_{\text{ц1}} = L_e + m \frac{c_{\text{с2}}^2 - V^2}{2\eta_2} + \frac{c_{\text{с1}}^2 - V^2}{2}$$

или пренебрегая величиной L_e : $L_{\text{ц1}} \cong m \frac{c_{\text{с2}}^2 - V^2}{2\eta_2} + \frac{c_{\text{с1}}^2 - V^2}{2}$.

Удельная тяга ТРДД с отдельными соплами при полном расширении в них представляется формулой:

$$P_{y\delta} = \frac{1}{m+1} [c_{\text{с1}} + mc_{\text{с2}} - V(m+1)]$$

Таким образом, можно получить связь между удельной тягой ТРДД и работой цикла внутреннего контура:

$$P_{y\delta} = \frac{mx+1}{m+1} \sqrt{\frac{2L_{\text{ц1}}\eta_2 + (m+\eta_2)V^2}{mx^2 + \eta_2}} - V,$$

где $x = \frac{c_{c2}}{c_{c1}}$ – отношение между скоростями истечения воздуха и газа из выходных сопел.

Если решить уравнение $\frac{dP_{y\partial}}{dx} = 0$, то получим условие, при котором удельная тяга ТРДД максимальна: $x_{opt} = \eta_2 = 0.86...0.9$.

Если известно соотношение $x = \frac{c_{c2}}{c_{c1}}$, то можно найти количество передаваемой энергии в наружный контур по формуле:

$$L_{вн} = \frac{L_{ц1}x^2 + \frac{V^2}{2}(x^2 - 1)}{mx^2 + \eta_2},$$

а также потребную степень повышения давления воздуха в наружном контуре:

$$\pi_{вн}^* = \left(1 + \frac{L_{вн}\eta_{вн}^*}{\frac{\kappa}{\kappa-1}RT_{в}^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}},$$

где $T_{в}^* = T_{н}^* = T_{н}\left(1 + \frac{\kappa-1}{2}M_{н}^2\right)$ – температура торможения на входе в вентилятор ТРДД.

Газодинамический расчет двухконтурных ТРД также представляет собой решение задач, перечисленных в алгоритме расчета ТРД [1]:

Первая задача включает краткое описание заданного двигателя – прототипа;

Вторая задача заключается в выборе и обосновании коэффициентов потерь в основных элементах двигателя;

Третья задача – это 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 $P_{уд}$, $C_{уд}$ и $G_{в}$, а также оценивается термодинамическое совершенство проектируемого двигателя. Полученные значения $P_{уд}$ и $C_{уд}$ 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. Зная размеры контрольных сечений проточной части двигателя можно далее провести газодинамический

расчет отдельных элементов двигателя и определить все остальные геометрические размеры, необходимые для графического его оформления.

Исходными данными для расчета двухконтурных ТРД являются:

тяга P_0 ; общая степень повышения давления воздуха $\pi_{\kappa\Sigma}^*$; температура газа перед турбиной T_{Γ}^* ; степень двухконтурности m ; температура газа на выходе из форсажной камеры T_{ϕ}^* (для ТРДДФ). 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.1[1].

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.

Двухконтурный ТРД можно также представить как **тепловую машину**, в которую во внутреннем контуре поступает **располагаемая энергия топлива** $q_0 = g_{\Gamma} H_u$, где g_{Γ} – 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** $L_{\text{ц1}}$.

Совершенство ТРДД как тепловой машины оценивают по величине **внутреннего (эффективного) КПД**, определяемого (на основе газодинамического расчета) отношением $\eta_{\text{вн1}} = \frac{L_{\text{ц1}}}{q_0}$.

Работа цикла во внутреннем контуре ТРДД есть сумма **механической энергии** L_e , отводимой с вала двигателя и используемой для привода вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, электрогенератора и др.) и **приращения кинетической энергии газового потока во внутреннем** $\frac{c_{c1}^2 - V^2}{2}$ **и в наружном** $m \frac{c_{c21}^2 - V^2}{2}$ **контуре**, то есть:

$$L_{ц1} = L_e + \frac{c_{c1}^2 - V^2}{2} + m \frac{c_{c2}^2 - V^2}{2},$$

где c_{c1}, c_{c1} – средняя скорость истечения газа и воздуха из выходных сопел.

ТРДД можно также представить как **двигатель**, в который поступает работа цикла $L_{ц1}$, а на выходе из этого двигателя образуется полезная тяговая

работа $L_{тяг} = P_{уд}V$, где $P_{уд} = \frac{P}{G_в}$ – удельная тяга (отношение тяги P

двигателя к расходу воздуха $G_в$). **Совершенство двигателя** оценивается по величине **полётного КПД**, определяемого отношением

$$\eta_{пол} = \frac{L_{тяг}}{L_{ц1}}.$$

Совершенство ТРДД в целом оценивается по величине **полного КПД**, определяемого отношением тяговой работы двигателя $L_{тяг}$ к располагаемой

энергии q_0 топлива $\eta_{п} = \frac{L_{тяг}}{q_0} = \eta_{вн1} \eta_{пол}$.

1. Двухконтурный турбореактивный двигатель с отдельным выпуском воздуха и газа из выходных сопел

Согласно ГОСТ 23851-79 [1] турбореактивным двухконтурным двигателем (ТРДД) называют ТРД с внутренним и наружным контурами, в котором часть энергии топлива, подводимого во внутренний контур, преобразуется в механическую работу для привода вентилятора наружного контура. Во внутренний контур входит проточная часть, проходящая через компрессор, камеру сгорания и турбину, вращающую компрессор (газогенератор ГТД). Например, в двухвальном ТРДД внутренний контур включает компрессор высокого давления, камеру сгорания, турбину компрессора высокого давления и турбину вентилятора; в трехвальном ТРДД внутренний контур состоит из компрессора низкого (среднего) давления, компрессора высокого давления, камеры сгорания, турбины компрессора высокого давления, турбины среднего давления и турбины вентилятора.

В настоящее время в гражданской авиации Российской Федерации и за рубежом нашли широкое распространение двухконтурные ТРД с отдельным выпуском потоков воздуха и газа за турбинами (отечественные АИ-25, Д-36, Д-436, зарубежные RB 211, JT9D, CF6 и др., рис.1.1). Двигатели выполняются двухвальными или трехвальными.

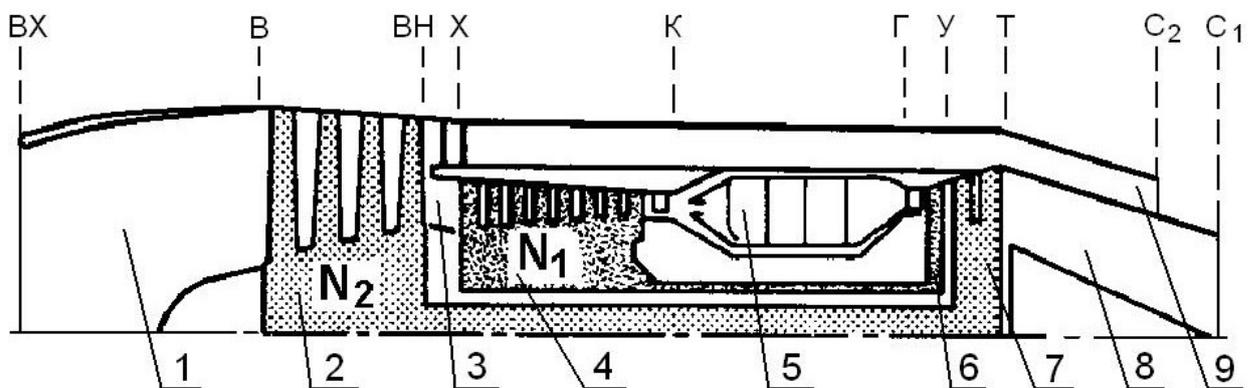


Рис. 1.1. Схема ТРДД с отдельным истечением потоков из контуров
 1 - входное устройство; 2 - вентилятор (компрессор низкого давления);
 3 - разделительный (промежуточный) корпус; 4 - компрессор
 (компрессор высокого давления); 5 - камера сгорания;
 6 - турбина компрессора (турбина высокого давления);
 7 - турбина вентилятора (турбина низкого давления); 8 - выходное
 сопло внутреннего контура; 9 - выходное сопло наружного контура;
 вх, в, вн, х, к, г, у, т, с₁, с₂ - обозначения контрольных
 сечений проточной части двигателя

Одной из особенностей газодинамического расчета ТРДД с отдельным выпуском воздуха и газа из выходных сопел является определение степени повышения давления в наружном контуре $\pi_{\text{ВН}}^*$. Ее величина может быть оптимальной, при которой удельная тяга $P_{\text{уд}}$ максимальна, а удельный расход топлива $C_{\text{уд}}$ минимален. В учебной практике $\pi_{\text{ВН}}^*$ рекомендуется найти по формуле, полученной В.Т.Шулекиным на основании обработки статистической информации:

$$\pi_{\text{ВН}}^* = K \pi_{\text{к}\Sigma}^{*0.186} m^{-0.16},$$
 где $K=1.0...1.2$ - поправочный коэффициент. Чем больше общая (суммарная) степень повышения давления в двигателе $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$, тем меньшие значения этого коэффициента рекомендуется принимать.

Рассмотрим пример расчета ТРДД данной схемы. Исходные данные для расчета: Взлетная тяга $P=20$ кН; общая степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}\Sigma}^*=15$; температура газа перед турбиной $T_{\text{Г}}^*=1370$ К; степень двухконтурности $m=2$; прототип двигателя - ТРДД АИ-25.

Двухконтурный ТРД АИ-25 (Генеральный конструктор Лотарев В.А.) [Приложение 1] двухвальной схемы с 3-х ступенчатым осевым компрессором низкого ($\pi_{\text{кНД}}^*=1.7$) и 8-ми ступенчатым компрессором высокого давлений ($\pi_{\text{кВД}}^*=4.7$), кольцевой камерой сгорания, одноступенчатой осевой турбиной компрессора ($T_{\text{Г}}^*=1150$ К) и двухступенчатой турбиной вентилятора (ТНД) развивает в стандартных атмосферных условиях при старте воздушного судна ($V=0$) взлетную тягу 14.7 кН при расходе воздуха 42 кг/с (степени двухконтурности 2.2), удельном расходе топлива $C_{\text{уд}}=0.062$ кг/(Н.ч), имеет удельную массу 0.0241 кг/Н, длину 1.993 м, максимальный диаметр вентилятора 0.56 м. Двигатель был установлен в 1965 году на самолет Як-40 (взлетная масса 16.1 т, масса пустого самолета 9.685 т, масса коммерческой нагрузки 2.72 т, количество пассажиров 32 чел., дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой 1500 км, силовая установка состоит из 3-х ТРДД, высота крейсерского полета 6 км, крейсерская скорость полета 550 км/ч, запас топлива на борту 4 т).

Порядок расчета:

1. Параметры воздушного потока перед двигателем

($T_{\text{Н}} = 288.15$ К, $p_{\text{Н}} = 1.01325 \cdot 10^5$ Па) определяются по таблице стандартной атмосферы (МСА, ГОСТ 4401-81, приложение 3 [1]). Параметры адиабатически заторможенного потока воздуха на входе в двигатель находятся по формулам:

$$T_H^* = T_H \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2\right) = 288.15 \text{ К}; p_H^* = p_H \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 1.01325 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Здесь: $\kappa = 1.4$ - показатель адиабаты для сухого воздуха;
 $M_H = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{kRT_H}} = 0$ - число М полёта. $R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$ газовая постоянная для сухого воздуха.

2. Параметры воздушного потока на входе в вентилятор (на выходе из воздухозаборника) определяются по формулам:

$$T_B^* = T_H^* = 288.15 \text{ К}; p_B^* = p_H^* \sigma_{ВХ} = 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 0.985 = 0.998 \cdot 10^5 \text{ Па,}$$

где $\sigma_{ВХ} = 0.985$ - коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике двигателя. Рекомендуется принимать $\sigma_{ВХ} = 0.98 \dots 0.99$, причём, чем больше тяга двигателя, тем большие значения $\sigma_{ВХ}$ можно принимать.

3. Находится степень повышения давления воздуха в наружном контуре:

$$\pi_{ВН}^* = K \pi_{к\Sigma}^{*0.186} m^{-0.16} = 1.15 \cdot 15^{0.186} \cdot 2^{-0.16} = 1.7$$

4. Производится распределение общей степени повышения по каскадам компрессора (по внутреннему контуру). При $T_T^* < 1270 \text{ К}$ можно принять равными адиабатические работы сжатия по каскадам (как это делается обычно при расчете двухвальных ТРД).

Если окажется, что найденное значение $\pi_{кнд}^*$ меньше $\pi_{ВН}^*$, то целесообразно принять $\pi_{кнд}^* = \pi_{ВН}^*$. При этом степень повышения давления в компрессоре ВД находится по формуле: $\pi_{квд}^* = \frac{\pi_{к\Sigma}^*}{\pi_{кнд}^*}$.

Если же значение $\pi_{кнд}^*$ окажется больше найденной $\pi_{ВН}^*$, то это означает, что в каскаде компрессора низкого давления после одной или нескольких вентиляторных ступеней располагаются одна или несколько **"подпорных"** (**"прицепных"**) ступеней (рис.1.2).

Применение этих ступеней оказывает положительное влияние на работу компрессора ВД, особенно у двигателей с большой степенью двухконтурности ($m > 4$). Дело заключается в том, что у этих двигателей длина рабочей лопатки вентиляторной ступени (как правило, первой) довольно значительна, вследствие чего значения окружных скоростей на периферии и у втулки лопаток сильно различаются между собой. Это приводит к тому, что в прикорневой зоне лопаток не удастся реализовать требуемые значения напора при соблюдении необходимой технологичности лопаток (втулочные сечения

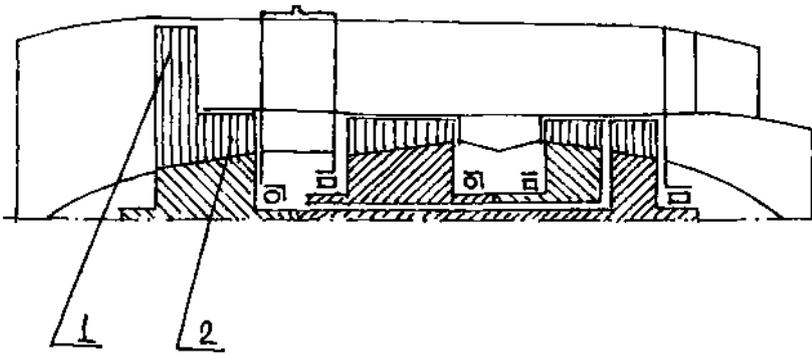


Рис.1.2. Схема двухконтурного турбореактивного двигателя с разделением потоков воздуха и газа:

- 1 - вентиляторные ступени компрессора низкого давления;
2 - подпорные ступени компрессора низкого давления

лопаток оказываются сильно закрученными). Наличие подпорных ступеней в данном случае позволяет уменьшить повороты потока в прикорневой зоне вентиляторной ступени и повысить жесткость рабочих лопаток, а также обеспечить требуемые значения параметров потока и поле давлений на входе в компрессор высокого давления (ВД). Кроме того, подпорные ступени в компрессоре низкого давления (НД) могут использоваться в качестве сепаратора посторонних частиц путем отбрасывания их к периферии и далее в наружный контур. В результате могут быть снижены "забоины" лопаток компрессора ВД.

Если работа сжатия воздуха, приходящаяся на подпорные ступени компрессора НД, оказывается сравнительно небольшой

$$(\pi_{\text{ПОДП}}^* = \frac{\pi_{\text{КНД}}^*}{\pi_{\text{ВН}}^*} = 1.05 \dots 1.1), \text{ то нет необходимости в установке подпорных}$$

ступеней (усложнение конструкции КНД). В этом случае рекомендуется также принять $\pi_{\text{КНД}}^* = \pi_{\text{ВН}}^*$, а значение $\pi_{\text{КВД}}^*$ найти по вышеприведенной формуле.

При высоких температурах газа перед турбиной ($T_{\text{Г}}^* > 1270 \text{ К}$) степень повышения давления воздуха в компрессоре ВД рекомендуется принять не более 6...8. Это объясняется тем, что такой компрессор потребует минимальных средств для его механизации. Одновременно улучшаются его эксплуатационные свойства, например, обеспечивается неизменный уровень температуры газа перед турбиной при различных скоростях и высотах полета (упрощается система управления двигателем).

При $\pi_{\text{КВД}}^* > 8$ с ростом скорости полета (повышении $T_{\text{Н}}^*$) температура газа перед турбиной возрастает, что может привести к "перегреву" лопаток (особенно при высоких $\pi_{\text{КВД}}^*$). В этих случаях приходится вводить

ограничение по предельной температуре $T_{\Gamma}^*_{max}$, в результате которого ухудшаются тяговые характеристики двигателя.

При $\pi_{\text{КВД}}^* < 6$ с ростом скорости T_{Γ}^* снижается, что приводит к уменьшению тяги двигателя и для ее восстановления приходится увеличивать частоту вращения ротора турбокомпрессора. Соответственно, вводится ограничение по предельной частоте вращения ротора, что также ведет к ухудшению тяговых характеристик двигателя.

Что касается определения возможности появления подпорных ступеней в каскаде низкого давления при $T_{\Gamma}^* > 1270$ К, то и здесь рекомендуется соблюдать тот же методический подход, как и при $T_{\Gamma}^* < 1270$ К.

Наконец, при распределении общей степени повышения давления по каскадам компрессора можно использовать данные двигателя-прототипа. В этом случае необходимо привести обоснование принятого решения, указать необходимые средства механизации компрессора (при высоких значениях $\pi_{\text{КВД}}^*$). В данном примере: $\pi_{\text{КВД}}^* = \pi_{\text{ВН}}^* = 1.7$; $\pi_{\text{КВД}}^* = \frac{15}{1.7} = 8.82$.

5. Работа сжатия и параметры воздушного потока за вентилятором:

$$L_{\text{ВН}} = c_{\text{рв}} T_{\text{В}}^* (\pi_{\text{ВН}}^{*\kappa} - 1) / \eta_{\text{ВН}}^* = 1004.5 \cdot 288.15 \cdot (1.7^{1.4} - 1) / 0.887 = 53420 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$T_{\text{ВН}}^* = T_{\text{В}}^* + \frac{L_{\text{ВН}}}{c_{\text{рв}}} = 288.15 + \frac{53420}{1004.5} = 341.3 \text{ К};$$

$$p_{\text{ВН}}^* = p_{\text{В}}^* \pi_{\text{ВН}}^* = 0.998 \cdot 10^5 \cdot 1.7 = 1.6966 \cdot 10^5 \text{ Па},$$

где $\eta_{\text{ВН}}^*$ - адиабатический КПД вентилятора, приближенно оценивается по формуле:

$$\eta_{\text{ВН}}^* = \frac{\pi_{\text{ВН}}^{*\kappa} - 1}{\frac{\kappa - 1}{\pi_{\text{ВН}}^{*\kappa \eta_{\text{ПВ}}^*} - 1}} = \frac{1.7^{1.4} - 1}{\frac{0.4}{1.7^{1.4 \cdot 0.895} - 1}} = 0.887;$$

$\eta_{\text{ПВ}}^*$ - политропный КПД вентилятора на расчетном режиме, может быть определен по формуле Н.Д. Тихонова:

$$\begin{aligned} \eta_{\text{ПВ}}^* &= 0.92 - 0.031(\pi_{\text{ВН}}^* - 1.2) - 0.02((\pi_{\text{ВН}}^* - 1.2)^2 - \\ &- 0.03(\pi_{\text{ВН}}^* - 1.2)^3) = 0.92 - 0.031 \cdot (1.7 - 1.2) - \\ &- 0.02 \cdot (1.7 - 1.2)^2 - 0.03 \cdot (1.7 - 1.2)^3 = 0.895. \end{aligned}$$

6. Параметры воздушного потока на входе в компрессор ВД:

$$T_X^* = T_{ВН}^* = 341.3 \text{ К}; p_X^* = p_{ВН}^* \sigma_{\text{пер}} = 1.6966 \cdot 10^5 \cdot 0.985 = 1.6711 \cdot 10^5 \text{ Па},$$

где $\sigma_{\text{пер}}$ - коэффициент восстановления полного давления на переходном участке между компрессором и вентилятором (в разделительном корпусе). На этом участке, как правило, размещается привод вспомогательных агрегатов и топливной аппаратуры от компрессора ВД, устанавливается передняя силовая стойка и передний узел крепления двигателя к воздушному судну. Потери полного давления на этом участке вызываются гидравлическими сопротивлениями, разделением воздушного потока на две части, одна из которых поступает в канал наружного контура, а другая в компрессор ВД. Рекомендуется принимать $\sigma_{\text{пер}} = 0.985 \dots 0.99$.

7. Работа сжатия и параметры воздуха за компрессором ВД:

$$L_{\text{КВД}} = c_{\text{рв}} T_X^* (\pi_{\text{КВД}}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) / \eta_{\text{КВД}}^* = 1004.5 \cdot 341.5 \cdot (8.82^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1) / 0.859 =$$

$$= 344300 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; T_K^* = T_X^* + \frac{L_{\text{КВД}}}{c_{\text{рв}}} = 341.3 + \frac{344300}{1004.5} = 684.0 \text{ К};$$

$$p_K^* = p_X^* \pi_{\text{КВД}}^* = 1.6711 \cdot 10^5 \cdot 8.82 = 14.7391 \cdot 10^5 \text{ Па},$$

где $\eta_{\text{КВД}}^*$ - адиабатический КПД компрессора ВД, оценивается по формуле:

$$\eta_{\text{КВД}}^* = \frac{\pi_{\text{КВД}}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{\kappa-1}{\pi_{\text{КВД}}^{*\kappa} - 1}} = \frac{8.82^{\frac{0.4}{1.4}} - 1}{8.82^{1.4 \cdot 0.895} - 1} = 0.859;$$

$\eta_{\text{ПК}}^*$ - политропный КПД компрессора на расчетном режиме, рекомендуется принимать $\eta_{\text{ПК}}^* = 0.88 \dots 0.91$. Причём, чем меньше тяга двигателя и больше степень двухконтурности (меньше размерность компрессора ВД), тем меньшие значения $\eta_{\text{ПК}}^*$ рекомендуется принимать.

8. Рассчитываются основные параметры камеры сгорания:

а) условная средняя теплоёмкость процесса подвода тепла

$$c_{\text{П}} = 0.9 + 10^{-4} (2T_{\Gamma}^* + T_K^*) = 0.9 + 2 \cdot (2 \cdot 1370 + 684.0) = 1.242 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

б) количество теплоты, сообщаемое воздуху, в камере :

$$q_{\text{ВН}} = c_{\text{П}} (T_{\Gamma}^* - T_K^*) = 1.242 \cdot (1370 - 684.0) = 852.3 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};$$

в) отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания:

$$g_T = \frac{q_{вн}}{H_u \eta_T} = \frac{852.3}{43100 \cdot 0.985} = 0.02,$$

где $H_u = 43100 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$ - рабочая теплотворная способность топлива - авиационного керосина, марка ТС-1; $\eta_T = 0.985$ - коэффициент выделения тепла. Рекомендуется принимать $\eta_T = 0.98 \dots 0.995$. Причём, чем больше T_T^* , тем большие значения η_T можно принимать;

г) коэффициент избытка воздуха на выходе из камеры сгорания:

$$\alpha_\Sigma = \frac{1}{g_T I_o} = \frac{1}{0.02 \cdot 14.94} = 3.35;$$

д) полное давление газа на выходе из камеры сгорания:

$$p_T^* = p_K^* \sigma_{KC} = 14.7391 \cdot 10^5 \cdot 0.96 = 14.1495 \cdot 10^5 \text{ Па},$$

где $\sigma_{KC} = 0.96$ - коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания. Рекомендуется принимать $\sigma_{KC} = 0.95 \dots 0.97$, причём, чем больше T_T^* , тем меньшие значения σ_{KC} можно принимать (с увеличением T_T^* возрастают, так называемые тепловые потери в камере сгорания);

е) газовая постоянная продуктов сгорания:

$$R_T = R_B \frac{1 + 1.0862 g_T}{1 + g_T} = 287 \cdot \frac{1 + 1.0862 \cdot 0.02}{1 + 0.02} = 287.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

9. Рассчитываются работа расширения и параметры газа за турбиной высокого давления:

а) относительный расход газа на входе в эту турбину:

$$g_T = (1 + g_T)(1 - g_{охл} - g_{отб}) = (1 + 0.02) \cdot (1 - 0.04 - 0.02) = 0.9588,$$

где $g_{охл} = 0.04$ - относительный расход воздуха, идущего на охлаждение турбины высокого давления. Принимается для данной турбины конвективно-плёночная система охлаждения сопловых и рабочих лопаток (рис.1.4 [1]). или по формуле:

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

$g_{отб} = 0.02$ - относительный отбор воздуха на нужды воздушного судна (кондиционирование воздуха в кабине и в салонах; вентиляцию технических отсеков и др.), принимается в первом приближении;

б) работа на валу ротора турбины высокого давления:

$$L_{ТВД} = \frac{L_{квд}}{g_T \eta_{мех}} = \frac{344300}{0.9588 \cdot 0.995} = 360900 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}},$$

где $\eta_M = 0.995 \dots 0.998$ - коэффициент, учитывающий отбор мощности от турбины ВД на привод вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, воздухоотделителей, электрогенератора и др.) и на преодоление трения в опорах ротора турбокомпрессора высокого давления. Причём, чем больше тяга двигателя и суммарная степень повышения давления, тем большие значения $\eta_{\text{мех}}$ рекомендуется принимать.

в) степень понижения давления газа в турбине ВД находится из выражения для работы расширения:

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

$$360900 = \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1370 \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{ТВД}}^{*1.33}}\right) \cdot 0.91; \quad \pi_{\text{ТВД}}^* = 3.28,$$

где $\eta_{\text{ТВД}}^* = 0.91$ - адиабатический КПД турбины ВД по параметрам заторможенного потока. Рекомендуется принимать $\eta_{\text{ТВД}}^* = 0.89 \dots 0.92$, причём чем больше T_{Γ}^* , тем меньшие значения $\eta_{\text{ТВД}}^*$ можно принимать.

г) температура газа за турбиной ВД без учёта охлаждения лопаток:

$$T_y^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\text{ТВД}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma}} = 1370 - \frac{360900}{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 1058.5 \text{ K};$$

д) Для определения температуры газа за турбиной ВД T_{yu}^* с учетом подмешивания охлаждающего воздуха рекомендуют следующий алгоритм:

$$T_{yu}^* = \frac{c_{\text{рг}} T_y^* g_{\Gamma} + c_{\text{рв}} T_K^* g_{\text{охл}}}{c_{\text{рг}} T_y^* g_{\Gamma} + c_{\text{рв}} T_K^* g_{\text{охл}}},$$

где $c_{\text{рг}} T_y^* = \frac{c_{\text{рв}} T_K^* + q_T n}{1 + q_T}$ - средняя теплоёмкость газа;

$c_{\text{рв}} T_K^* = 0.96967723 + 10^{-4} \cdot 0.9349 T_K^*$ - средняя теплоёмкость охлаждающего

воздуха; $n = 0.33981 + 5.2052 \cdot 10^{-4} T_K^* - 0.10588 \cdot 10^{-6} T_K^*$ - поправочный коэффициент.

Отсюда уточняется показатель адиабаты для продуктов сгорания по формуле:

$$\kappa_{\Gamma} = \frac{c_{p\Gamma} T_y^*}{c_{p\Gamma} T_y^* + R_{\Gamma}},$$

а затем расчёт повторяется с целью уточнения температуры T_y^* и T_{yy}^* .

Допускается определять температуру T_{yy}^* по следующему алгоритму: средняя теплоёмкость охлаждающего воздуха и газа:

$$c_{pв\text{ охл}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\kappa}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 684.0 = 1.1052 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{p\Gamma} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_y^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1058.5 = 1.2175 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

е) температура газа за турбиной ВД с учётом смешения охлаждающего воздуха с основным потоком газа в изобарном процессе:

1. Вспомогательная функция

$$a = \frac{c_{p\Gamma} g_{\Gamma} T_y^* + c_{pв\text{ охл}} g_{\text{охл}} T_{\kappa}^*}{g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}} = \frac{1.2175 \cdot 0.9588 \cdot 1058.5 + 1.1052 \cdot 0.04 \cdot 684.0}{0.9588 + 0.04} = 1267.4;$$

$$2. T_{yy}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} a} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 1267.4} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 1044.5 \text{ К}.$$

3. Средняя теплоёмкость смеси газа с охлаждающим воздухом:

$$c_{p\text{ см}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{yy}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1044.5 = 1.2133 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

ж) полное давление газа за турбиной ВД:

$$p_y^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{\text{ТВД}}^*} = \frac{14.1495 \cdot 10^5}{3.28} = 4.3139 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

10. Определяются работа расширения и параметры газа за турбиной низкого давления:

а) работа на валу турбины:

$$L_{\text{ТНД}} = \frac{L_{\text{вн}}(m+1)}{g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}} = \frac{53420 \cdot (2+1)}{0.9588 + 0.04} = 160450 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

б) степень понижения давления газа

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

$$160450 = \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1044.5 \cdot \left(1 - \frac{1}{\frac{1.33-1}{\pi_{\text{ТНД}}^* 1.33}}\right) \cdot 0.925; \pi_{\text{ТНД}}^* = 1.86,$$

где $\eta_{\text{ТНД}}^*$ - адиабатический КПД турбины низкого давления. Рекомендуется принимать $\eta_{\text{ТНД}}^* = 0.92 \dots 0.94$. Причём, чем больше степень двухконтурности, тем большие значения $\eta_{\text{ТНД}}^*$ можно принимать.

в) температура газа за турбиной НД:

$$T_{\text{T}}^* = T_{\text{УУ}}^* - \frac{L_{\text{ТНД}}}{\frac{\kappa_{\text{Г}}}{\kappa_{\text{Г}}-1} R_{\text{Г}}} = 1044.5 - \frac{160450}{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 906.0 \text{ K};$$

г) полное давление газа за турбиной НД:

$$p_{\text{T}}^* = \frac{p_{\text{УУ}}^*}{\pi_{\text{ТНД}}^*} = \frac{4.3139 \cdot 10^5}{1.86} = 2.3193 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

11. Переходим к расчёту выходных сопел двигателя. Располагаемая степень понижения давления газа и воздуха в соплах внутреннего и наружного контуров:

$$\pi_{\text{ср1}} = \frac{p_{\text{T}}^*}{p_{\text{Н}}} = \frac{2.3193 \cdot 10^5}{1.01325 \cdot 10^5} = 2.29;$$

$$\pi_{\text{ср2}} = \frac{p_{\text{ВН}}^* \sigma_2}{p_{\text{Н}}} = \frac{1.6966 \cdot 10^5 \cdot 0.99}{1.01325 \cdot 10^5} = 1.629,$$

где $\sigma_2 = 0.98 \dots 0.99$ - коэффициент восстановления в канале наружного контура, учитывает потери полного давления от выхода из вентилятора (или вентиляторных ступеней КНД) до входа в сопло данного контура.

Полученные значения $\pi_{\text{ср1}}, \pi_{\text{ср2}}$ сравниваются с критическими значениями $\pi_{\text{кр1}} = 1.8506$ и $\pi_{\text{кр2}} = 1.893$ с целью установления режима истечения воздуха и газа из выходных суживающихся сопел (как у прототипа – ТРДД АИ-25). В результате имеем неполное расширение газа в реактивном сопле внутреннего контура ($p_{\text{с1}} > p_{\text{Н}}$) (**Неполное расширение газа в реактивном сопле внутреннего контура с точки зрения автоматического регулирования газогенератора представляется целесообразным, так как в обрете выходного сопла имеет место режим течения, близкий к критическому. Это обстоятельство позволяет значительно уменьшить влияние окружающей среды на работоспособность газогенератора (режим совместной работы компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины компрессора ВД не изменяется, то есть $\pi_{\text{T}}^* = const$)**)

и полное расширение воздуха в выходном сопле наружного контура ($p_{c2} = p_H$). Соответственно, алгоритм расчёта параметров выходных сопел следующий:

а) Сопло внутреннего контура.

1. Скорость истечения газа из сопла:

$$c_{c1} = \varphi_{pc1} a_{kp1} = \varphi_{pc1} \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*} = 0.985 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 906}{1.33+1}} = 537 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

где $\varphi_{pc1} = 0.98 \dots 0.99$ - коэффициент скорости в сопле внутреннего контура;

a_{kp1} - критическая скорость звука для сопла данного контура.

2. Статическое давление газа в обресе сопла внутреннего контура:

$$p_{c1} = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{kp1}} = \frac{2.3193 \cdot 10^5}{1.8506} = 1.2532 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

3. Приведенная скорость газа в обресе сопла внутреннего контура:

$$\lambda_{c1} = \frac{c_{c1}}{a_{kp1}} = 0.985.$$

Газодинамическая функция импульса в данном сечении сопла внутреннего контура:

$$y(\lambda_{c1}) = \left(\frac{\kappa_{\Gamma}+1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa_{\Gamma}-1}} \frac{\lambda_{c1}}{1 - \frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}+1} \lambda_{c1}^2} = \left(\frac{1.33+1}{2} \right)^{\frac{1}{1.33-1}} \cdot \frac{0.985}{1 - \frac{1.33-1}{1.33+1} \cdot 0.985^2} = 1.8139.$$

5. Относительная площадь обреса сопла внутреннего контура:

$$\overline{F_{c1}} = \frac{F_{c1}}{G_{e1}} = \frac{(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}) \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{m_{\Gamma} p_{c1} y(\lambda_{c1})} = \frac{(0.9588 + 0.04) \cdot \sqrt{906}}{0.03966 \cdot 1.2532 \cdot 10^5 \cdot 1.8139} = 3.335 \cdot 10^{-3} \frac{\text{м}^2 \text{с}}{\text{кг}};$$

б) Сопло наружного контура.

1. Скорость истечения воздуха из сопла:

$$c_{c2} = \varphi_{pc2} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} R T_{\text{вн}}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right)} =$$

$$= 0.99 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4-1} \cdot 287 \cdot 341.3 \cdot \left(1 - \frac{1}{\frac{1.4-1}{1.4}}\right)} = 296 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

2. Статическое давление воздуха в обресе сопла наружного контура:

$$p_{c2} = p_H = 1.01325 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

3. Приведенная скорость воздуха в обресе сопла наружного контура:

$$\lambda_{c2} = \frac{c_{c2}}{a_{кр2}} = \frac{c_{c2}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{вн}^*}} = \frac{296}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 341.3}} = 0.565$$

4. Газодинамическая функция импульса в данном сечении сопла наружного контура:

$$y(\lambda_{c2}) = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa}-1} \frac{\lambda_{c2}}{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{c2}^2} = \left(\frac{1.4+1}{2}\right)^{\frac{1}{1.4}-1} \cdot \frac{0.565}{1 - \frac{1.4-1}{1.4+1} \cdot 0.565^2} = 0.9417.$$

5. Относительная площадь обреза сопла наружного контура:

$$\frac{\overline{F_{c2}}}{G_{в2}} = \frac{F_{c2}}{G_{в2}} = \frac{m \sqrt{T_{вн}^*}}{m_{в} p_{c2} y(\lambda_{c2})} = \frac{2 \cdot \sqrt{341.3}}{0.0404 \cdot 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 0.9417} = 9.585 \cdot 10^{-3} \frac{\text{м}^2 \text{с}}{\text{кг}}.$$

12. Определяются удельная тяга и удельный расход топлива:

$$P_{уд} = \frac{1}{m+1} \{[(g_{\Gamma} + g_{охл})c_{c1} - V + \overline{F_{c1}}(p_{c1} - p_{н})] + \\ + [m(c_{c2} - V) + \overline{F_{c2}}(p_{c2} - p_{н})]\} = \\ = \frac{1}{2+1} \{[(0.9588 + 0.04) \cdot 573 + \\ + 3.335 \cdot 10^{-3} \cdot (1.2532 - 1.01325) \cdot 10^5] + 2 \cdot 296\} = 402.8 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}};$$

$$C_{уд} = \frac{3600 g_{\Gamma} (1 - g_{охл} - g_{отб})}{P_{уд} (m+1)} = \frac{3600 \cdot 0.02 \cdot (1 - 0.04 - 0.02)}{402.8 \cdot (2+1)} = 0.056 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$$

13. Расход воздуха через двигатель и его распределение по контурам:

$$G_{в} = \frac{P}{P_{уд}} = \frac{15000}{402.8} = 37.2 \frac{\text{кг}}{\text{с}}; G_{в1} = \frac{G_{в}}{m+1} = \frac{37.2}{2+1} = 12.4 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$$

$$G_{в2} = m G_{в1} = 2 \cdot 12.4 = 24.8 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

14. Часовой расход топлива: $G_{тч} = P C_{уд} = 15000 \cdot 0.056 = 840 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$.

15. Рассчитываются отборы воздуха и механической энергии:

$$G_{отб} = g_{отб} G_{в1} = 0.02 \cdot 12.4 = 0.25 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$$

$$N_{отб} = (1 - \eta_{м}) L_{твд} G_{в1} g_{\Gamma} =$$

$$= (1 - 0.995) \cdot 360900 \cdot 12.4 \cdot 0.9588 \cdot 10^{-3} = 21 \text{ кВт}.$$

Двигатель Аи-25 устанавливается на различных летательных аппаратах. В том числе на воздушных судах местных воздушных линий Як-40 (МВЛ,

дальность полёта с максимальной коммерческой нагрузкой до 1000 км). Количество пассажиров 32 чел. Согласно нормам ИКАО по жизнеобеспечению пассажиров необходим отбор воздуха (рис.1.4 [1]) $G_{отб} = 0.4...0.45 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. Это означает, что в данном проекте необходимо отбор воздуха для питания системы кондиционирования производить от двух двигателей.

На двигателе АИ-25 установлен генератор постоянного тока мощностью 9 кВт. Принимая КПД преобразования механической энергии в электрическую $\eta_{ген} = 0.85...0.9$, находим потребную механическую энергию для вращения электрогенератора $N_{ген} = 18$ кВт. Иначе говоря, необходимо изменить ранее принятое значение η_M (увеличить его) и повторить расчёт.

16. Производится сравнение показателей проектируемого ТРДД с аналогичными для двигателя АИ-25:

а) удельная тяга ТРДД АИ-25 равна: $P_{уд \text{ АИ-25}} = \frac{P_o}{G_g} = \frac{14.7 \cdot 10^3}{42} = 350 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$,

то есть удельная тяга проектируемого двигателя больше на $\frac{402.8-350}{350} \div 100\% = 15.1\%$. Следовательно, скорость полета воздушного судна с проектируемым двигателем будет больше, чем у ВС Як-40;

б) удельный расход топлива ТРДД АИ-25 равен $C_{уд \text{ АИ-25}} = 0.062 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$.

То есть, проектируемый двигатель экономичнее ТРДД АИ-25 на $\frac{0.062-0.056}{0.062} \cdot 100\% = 9.7\%$;

в) скорость истечения газа из сопла внутреннего контура при полном расширении ($p_{c1} = p_H$):

$$c_{c1} = \varphi p_{c1} \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\pi_{p_{c1}}}}\right)} =$$

$$= 0.985 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 906 \cdot \left(1 - \frac{1}{\frac{1.33-1}{2.29 \cdot 1.33}}\right)} = 615.23 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

г) эффективная работа снимаемая с вала турбокомпрессора высокого давления

$$L_e = (1 - \eta_{\text{мех}}) L_{\text{ТВД}} = (1 - 0.995) \cdot 360900 = 1804 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$$

д) работа цикла внутреннего контура ТРДД (при полном расширении газа и воздуха в реактивных соплах):

$$L_{ц1} = L_e + mL_{вн} + \frac{c_{c1}^2 - V^2}{2} = 1804 + 2 \cdot 53420 + \frac{615.23^2}{2} = 297898 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

е) соотношение между скоростями воздуха из сопла наружного контура и газа из сопла внутреннего контура $x = \frac{c_{c2}}{c_{c1}} = \frac{296}{537} = 0.55$. При оптимальном распределении работы цикла между контурами $x_{опт} = \eta_2 = 0.86$. Максимальная удельная тяга в этих условиях равна:

$$P_{уд \max} = \frac{mx_{опт} + 1}{m+1} \sqrt{\frac{2L_{ц1}\eta_2 + (m+\eta_2)V^2}{mx_{опт}^2 + \eta_2}} - V =$$

$$= \frac{2 \cdot 0.86 + 1}{2+1} \sqrt{\frac{2 \cdot 297898 \cdot 0.86}{2 \cdot 0.86^2 + 0.86}} = 424.34 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}.$$

То есть, удельная тяга проектируемого ТРДД отличается от оптимального значения на $\frac{424.34 - 402.8}{402.8} \cdot 100\% = 5.3\%$.

Удельный расход топлива при максимальной удельной тяге равен:

$$C_{уд} = \frac{3600 g_T (1 - g_{охл} - g_{отб})}{P_{уд} (m+1)} = \frac{3600 \cdot 0.02 \cdot (1 - 0.04 - 0.02)}{424.33 \cdot (2+1)} = 0.0532 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}},$$

то есть по сравнению с показателем для проектируемого двигателя отличается на $\frac{0.056 - 0.0532}{0.0532} \cdot 100\% = 5,3\%$.

ж) работа цикла внутреннего контура проектируемого ТРДД

$$L_{ц1} = L_e + \frac{P_{уд}(P_{уд} + 2V)}{2} (m+1) = 1804 + \frac{402.8 \cdot 402.8}{2} \cdot (2+1) = 245175 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

з) располагаемая энергия топлива

$$q_o = \frac{q_{кс}}{\eta_{\Gamma}} = \frac{852.3}{0.985} = 865.28 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};$$

и) эффективный КПД внутреннего контура КПД

$$\eta_{вн1} = \frac{L_{ц1}}{q_o} = \frac{245175}{865.28 \cdot 10^3} = 0.283.$$

17. Определяются мощности основных элементов двигателя:

а) вентилятор

$$N_{\text{в}} = L_{\text{вн}} G_{\text{в}} = 53420 \cdot 37.2 \cdot 10^{-3} = 1987 \text{ кВт};$$

б) компрессор

$$N_{\text{к}} = L_{\text{квд}} G_{\text{в1}} = 344300 \cdot 12.4 \cdot 10^{-3} = 4269 \text{ кВт};$$

в) турбина компрессора

$$N_{\text{твд}} = L_{\text{твд}} G_{\text{в1}} g_{\Gamma} = 360900 \cdot 12.4 \cdot 0.9588 \cdot 10^{-3} = 4291 \text{ кВт};$$

г) турбина вентилятора

$$N_{\text{ТНД}} = L_{\text{ТНД}} G_{\text{В1}} (g_{\Gamma} + g_{\text{ОХЛ}}) = 160450 \cdot 12.4 \cdot (0.9588 + 0.04) \cdot 10^{-3} = 1987 \text{ кВт.}$$

18. Переходим к определению геометрии газоздушного тракта проектируемого двигателя. С этой целью задаёмся значением осевой скорости в контрольных сечениях проточной части двигателя, в том числе:

а) на входе в вентилятор: $c_{\text{В}} = 160 \frac{\text{М}}{\text{с}}$. Рекомендуется иметь $c_{\text{В}} = 160 \dots 220 \frac{\text{М}}{\text{с}}$, причем, чем больше тяга двигателя (больше его размерность), тем большие значения $c_{\text{В}}$ можно принимать;

б) на выходе из вентилятора: $c_{\text{ВН}} = 150 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ ($c_{\text{ВН}} = c_{\text{В}} - 10 \dots 20 \frac{\text{М}}{\text{с}}$). Причём, чем больше $\pi_{\text{ВН}}^*$, тем меньше $c_{\text{ВН}}$;

в) на входе в компрессор высокого давления: $c_{\text{Х}} = 155 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ ($c_{\text{Х}} = c_{\text{ВН}} + 5 \dots 10 \frac{\text{М}}{\text{с}}$);

г) на выходе из компрессора ВД: $c_{\text{К}} = 100 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ ($c_{\text{К}} = 100 \dots 120 \frac{\text{М}}{\text{с}}$);

д) на входе в турбину высокого давления: $c_{\Gamma} = 150 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ ($c_{\Gamma} = 150 \dots 160 \frac{\text{М}}{\text{с}}$);

е) на выходе из турбины ВД: $c_{\text{У}} = 250 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ ($c_{\text{У}} = 250 \dots 280 \frac{\text{М}}{\text{с}}$);

ж) на выходе из турбины низкого давления: $c_{\text{Т}} = 320 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ ($c_{\text{Т}} = 300 \dots 350 \frac{\text{М}}{\text{с}}$);

з) в обресе выходного сопла внутреннего контура: $c_{\text{С1}} = 537 \frac{\text{М}}{\text{с}}$;

и) в обресе выходного сопла наружного контура: $c_{\text{С2}} = 296 \frac{\text{М}}{\text{с}}$.

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

а)

$$\lambda_{\text{В}} = \frac{c_{\text{В}}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{\text{В}}^*}} = \frac{160}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 288.15}} = 0.515;$$

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

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

$$\text{б)} \quad \lambda_{\text{BH}} = \frac{c_{\text{BH}}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{\text{BH}}^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 341.3}} = 0.444; q(\lambda_{\text{BH}}) = 0.6439;$$

$$\text{в)} \quad \lambda_{\text{X}} = \frac{c_{\text{X}}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{\text{X}}^*}} = \frac{155}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 341.3}} = 0.458; q(\lambda_{\text{X}}) = 0.6616;$$

г)

$$\lambda_{\text{K}} = \frac{c_{\text{K}}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{\text{K}}^*}} = \frac{100}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 684.0}} = 0.209; q(\lambda_{\text{K}}) = 0.3236;$$

д)

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

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

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

е)

$$\lambda_{\text{Y}} = \frac{c_{\text{Y}}}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\text{T}}}{\kappa_{\text{T}}+1} R_{\text{T}} T_{\text{YU}}^*}} = \frac{250}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1044.5}} = 0.427; q(\lambda_{\text{Y}}) = 0.6265;$$

ж)

$$\lambda_{\text{T}} = \frac{c_{\text{T}}}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\text{T}}}{\kappa_{\text{T}}+1} R_{\text{T}} T_{\text{T}}^*}} = \frac{320}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 906}} = 0.587; q(\lambda_{\text{T}}) = 0.8011;$$

з) в обрете выходных сопел внутреннего и наружного контуров ранее были рассчитаны газодинамические функции $y(\lambda_{c1})$, $y(\lambda_{c2})$.

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

$$\text{а)} \quad F_{\text{B}} = \frac{G_{\text{B}} \sqrt{T_{\text{B}}^*}}{m_{\text{B}} p_{\text{B}}^* q(\lambda_{\text{B}})} = \frac{37.2 \cdot \sqrt{288.15}}{0.0404 \cdot 0.998 \cdot 10^5 \cdot 0.7423} = 0.211 \text{ м}^2;$$

$$\text{б)} \quad F_{\text{BH}} = \frac{G_{\text{B}} \sqrt{T_{\text{BH}}^*}}{m_{\text{B}} p_{\text{BH}}^* q(\lambda_{\text{BH}})} = \frac{37.2 \cdot \sqrt{341.3}}{0.0404 \cdot 1.6966 \cdot 10^5 \cdot 0.6439} = 0.156 \text{ м}^2;$$

$$\text{в)} \quad F_{\text{X}} = \frac{G_{\text{B1}} \sqrt{T_{\text{X}}^*}}{m_{\text{B}} p_{\text{X}}^* q(\lambda_{\text{X}})} = \frac{12.4 \cdot 2 \cdot \sqrt{341.3}}{0.0404 \cdot 1.6711 \cdot 10^5 \cdot 0.6166} = 0.055 \text{ м}^2;$$

$$\text{г) } F_K = \frac{G_{B1} \sqrt{T_K^*}}{m_B p_K^* q(\lambda_K)} = \frac{12.4 \cdot \sqrt{684.0}}{0.0404 \cdot 14.7391 \cdot 10^5 \cdot 0.3236} = 0.01683 \text{ м}^2;$$

$$\text{д) } F_T = \frac{G_{B1} g_T \sqrt{T_T^*}}{m_T p_T^* q(\lambda_T)} = \frac{12.4 \cdot 0.9588 \cdot \sqrt{1370}}{0.03966 \cdot 14.1495 \cdot 10^5 \cdot 0.3477} = 0.02255 \text{ м}^2;$$

$$\text{е) } F_Y = \frac{G_{B1} (g_Y + g_{охл}) \sqrt{T_{YU}^*}}{m_Y p_Y^* q(\lambda_Y)} = \frac{12.4 \cdot (0.9588 + 0.04) \cdot \sqrt{1044.5}}{0.03966 \cdot 4.3139 \cdot 10^5 \cdot 0.6265} = 0.0373 \text{ м}^2;$$

$$\text{ж) } F_T = \frac{G_{B1} (g_Y + g_{охл}) \sqrt{T_T^*}}{m_T p_T^* q(\lambda_T)} = \frac{12.4 \cdot (0.9588 + 0.04) \cdot \sqrt{906}}{0.03966 \cdot 2.3193 \cdot 10^5 \cdot 0.8011} = 0.0506 \text{ м}^2;$$

$$\text{з) } F_{C1} = \overline{F_{C1}} G_{B1} = 3.335 \cdot 10^{-3} \cdot 12.4 = 0.04135 \text{ м}^2;$$

$$\text{и) } F_{C2} = \overline{F_{C2}} G_{B1} = 9.585 \cdot 10^{-3} \cdot 12.4 = 0.119 \text{ м}^2;$$

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

а) на входе в вентилятор:

$$D_{B \text{ н}} = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-d_B^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.211}{3.14 \cdot (1-0.393^2)}} = 0.564 \text{ м};$$

$$D_{B \text{ вн}} = D_{B \text{ н}} \overline{d_B} = 0.564 \cdot 0.393 = 0.221 \text{ м};$$

$$D_{B \text{ ср}} = 0.5(D_{B \text{ н}} + D_{B \text{ вн}}) = 0.5 \cdot (0.564 + 0.221) = 0.393 \text{ м};$$

$$h_B = 0.5(D_{B \text{ н}} - D_{B \text{ вн}}) = 0.5 \cdot (0.564 - 0.221) = 0.172 \text{ м},$$

где $\overline{d_B}$ - относительный диаметр втулки в данном сечении у двигателя АИ-25 (см. приложение 2).

б) на выходе из вентилятора:

$$D_{B \text{н вн}} = \sqrt{\frac{4F_{B \text{н вн}}}{\pi(1-d_{B \text{н вн}}^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.156}{3.14 \cdot (1-0.462^2)}} = 0.502 \text{ м};$$

$$D_{B \text{вн вн}} = D_{B \text{н вн}} \overline{d_{B \text{н вн}}} = 0.502 \cdot 0.462 = 0.232 \text{ м};$$

$$D_{B \text{вн ср}} = 0.5(D_{B \text{н вн}} + D_{B \text{вн вн}}) = 0.5 \cdot (0.502 + 0.232) = 0.367 \text{ м};$$

$$h_{B \text{вн}} = 0.5(D_{B \text{н вн}} - D_{B \text{вн вн}}) = 0.5 \cdot (0.502 - 0.232) = 0.135 \text{ м},$$

в) на входе в компрессор:

$$D_{XН} = \sqrt{\frac{4F_x}{\pi(1-d_x^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.055}{3.14 \cdot (1-0.72^2)}} = 0.382 \text{ м};$$

$$D_{XВН} = D_{XН} \bar{d}_x = 0.382 \cdot 0.72 = 0.275 \text{ м};$$

$$D_{XСР} = 0.5(D_{XН} + D_{XВН}) = 0.5 \cdot (0.382 + 0.275) = 0.328 \text{ м};$$

$$h_x = 0.5(D_{XН} - D_{XВН}) = 0.5 \cdot (0.382 - 0.275) = 0.053 \text{ м},$$

г) на выходе из компрессора при постоянном наружном диаметре:

$$D_{КН} = D_{XН} = 0.382 \text{ м}; D_{КВН} = \sqrt{D_{КН}^2 - \frac{4F_k}{\pi}} = \sqrt{0.382^2 - \frac{4 \cdot 0.01683}{3.14}} =$$

$$= 0.353 \text{ м}; D_{КСР} = 0.5(D_{КН} + D_{КВН}) = 0.5 \cdot (0.382 + 0.353) = 0.367 \text{ м};$$

$$h_k = 0.5(D_{КН} - D_{КВН}) = 0.5 \cdot (0.382 - 0.353) = 0.014 \text{ м}.$$

д) на входе в турбину высокого давления:

$$D_{ТСР} = D_{КН} = 0.382 \text{ м}; h_{Т} = \frac{F_{Т}}{\pi D_{ТСР}} = \frac{0.02255}{3.14 \cdot 0.382} = 0.019 \text{ м};$$

$$D_{ТН} = D_{ТСР} + h_{Т} = 0.382 + 0.019 = 0.401 \text{ м};$$

$$D_{ТВН} = D_{ТСР} - h_{Т} = 0.382 - 0.019 = 0.363 \text{ м};$$

е) на входе в турбину низкого давления:

$$D_{УСР} = D_{ТСР} = 0.382 \text{ м}; h_{У} = \frac{F_{У}}{\pi D_{УСР}} = \frac{0.0373}{3.14 \cdot 0.382} = 0.031 \text{ м};$$

$$D_{УН} = D_{УСР} + h_{У} = 0.382 + 0.031 = 0.413 \text{ м};$$

$$D_{УВН} = D_{УСР} - h_{У} = 0.382 - 0.031 = 0.352 \text{ м};$$

ж) на выходе из турбины низкого давления:

$$D_{ТСР} = D_{УСР} = 0.382 \text{ м}; h_{Т} = \frac{F_{Т}}{\pi D_{ТСР}} = \frac{0.0506}{3.14 \cdot 0.382} = 0.042 \text{ м};$$

$$D_{ТН} = D_{ТСР} + h_{Т} = 0.382 + 0.042 = 0.424 \text{ м};$$

$$D_{ТВН} = D_{ТСР} - h_{Т} = 0.382 - 0.042 = 0.340 \text{ м};$$

з) в обресе выходного сопла внутреннего контура:

$$D_{С1} = \sqrt{\frac{4F_{С1}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.04135}{3.14}} = 0.229 \text{ м};$$

и) В обресе сопла наружного контура:

$$D_{c2} = \sqrt{1.05D_{c1}^2 + \frac{4F_{c2}}{\pi}} = \sqrt{1.05 \cdot 0.229^2 + \frac{4 \cdot 0.119}{3.14}} = 0.455 \text{ м.}$$

22. Окружная скорость на среднем диаметре:

а) турбины высокого давления

$$u_y = \sqrt{\frac{L_{ТВД}}{\mu z_{ТВД}}} = \sqrt{\frac{360900}{1.75 \cdot 1}} = 454 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

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 $\mu = 1.75 \dots 1.85$; $z_{ТВД} = 1$ - количество ступеней турбины высокого давления.

б) турбины низкого давления

$$u_T = \sqrt{\frac{L_{ТНД}}{\mu z_{ТНД}}} = \sqrt{\frac{160450}{1.35 \cdot 2}} = 244 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Производится проверка найденных значений u_y и u_T . С этой целью рассчитываются окружные скорости по концам рабочих лопаток вентилятора и компрессора:

$$u_{ВН} = u_T \frac{D_{ВН}}{D_{Т ср}} = 244 \cdot \frac{0.564}{0.382} = 360 \frac{\text{м}}{\text{с}}; u_{ХН} = u_y \frac{D_{ХН}}{D_{у ср}} = 454 \cdot \frac{0.382}{0.382} = 454 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

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

23. Количество ступеней вентилятора и компрессора:

$$z_{КНД} = \frac{L_{КНД}}{\mu u_{ВН}^2} = \frac{53420}{0.28 \cdot 360^2} = 2; z_{КВД} = \frac{L_{КВД}}{\mu u_{ХН}^2} = \frac{344300}{0.28 \cdot 454^2} = 6,$$

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

24 Частота вращения роторов низкого и высокого давления:

$$n_{НД} = \frac{60 u_{ВН}}{\pi D_{ВН}} = \frac{60 \cdot 360}{3.14 \cdot 0.564} = 12200 \frac{\text{об}}{\text{мин}}; n_{ВД} = \frac{60 u_{ХН}}{\pi D_{ХН}} = \frac{60 \cdot 454}{3.14 \cdot 0.382} = 22710 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$$

25. Определяется приближенно температура материала лопаток последней ступени турбины:

а) высокого давления

$$T_{ЛВД} \approx 0.95 \left(T_y^* + \frac{u_{у ср}^2}{2 c_{рг}} \right) = 0.95 \cdot \left(1058.5 + \frac{454^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 1090.0 \text{ К};$$

б) низкого давления

$$T_{\text{л нд}} \approx 0.95 \left(T_{\text{т}}^* + \frac{u_{\text{т ср}}^2}{2c_{\text{рг}}} \right) = 0.95 \cdot \left(906 + \frac{244^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 885.1 \text{ К}.$$

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

а) низкого давления

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{р нд}} &= 2\pi \rho_{\text{л нд}} \left(\frac{n_{\text{нд}}}{60} \right)^2 F_{\text{т}} \Phi = \\ &= 2 \cdot 3.14 \cdot 8200 \cdot \left(\frac{12200}{60} \right)^2 \cdot 0.0506 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 59.3 \text{ МПа}, \end{aligned}$$

где $\rho_{\text{л нд}} = 8200 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность материала лопатки – жаропрочного сплава ЭИ437Б (рис.1.6 [1]); $\Phi = 0.5 \dots 0.6$ – коэффициент, учитывающий уменьшение напряжения растяжения из-за изменения толщины профилей лопатки по высоте.

б) высокого давления

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{р вд}} &= 2\pi \rho_{\text{л вд}} \left(\frac{n_{\text{вд}}}{60} \right)^2 F_{\text{у}} \Phi = \\ &= 2 \cdot 3.14 \cdot 8250 \cdot \left(\frac{22710}{60} \right)^2 \cdot 0.0373 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 152.3 \text{ МПа}, \end{aligned}$$

где $\rho_{\text{л вд}} = 8250 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность материала лопатки – жаропрочного сплава ЖС6-К (см. рис. 1.6 [1]);

27. Задаем назначенным ресурсом двигателя 20000 часов. В течение назначенного ресурса двигатель работает на взлетном режиме приблизительно 2...5 %, то есть 400...1000 часов. Отсюда находим параметр Ларсена – Миллера по формуле:

а) для лопаток турбины высокого давления

$$P_{\text{вд}} = T_{\text{л вд}} (20 + \lg \tau) = 1090 \cdot (20 + \lg 1000) = 25070;$$

б) для лопаток турбины низкого давления

$$P_{\text{нд}} = T_{\text{л нд}} (20 + \lg \tau) = 885.1 \cdot (20 + \lg 1250) = 20357.$$

По графику на рис.1.6 [1] по значению параметра Ларсена - Миллера находим для соответствующего материала допускаемое напряжение длительной прочности:

а) для лопаток турбины высокого давления $\sigma_{\tau \text{ вд}}^t = 380 \text{ МПа};$

б) для лопаток турбины низкого давления $\sigma_{\tau \text{ нд}}^t = 580 \text{ МПа}.$

Таким образом запас прочности составляет:

а) для лопаток турбины высокого давления

$$K_{\sigma \text{ вд}} = \frac{\sigma_{\tau \text{ вд}}^t}{\sigma_{p \text{ вд}}} = \frac{380}{152.3} = 2.49;$$

б) для лопаток турбины низкого давления

$$K_{\sigma \text{ нд}} = \frac{\sigma_{\tau \text{ нд}}^t}{\sigma_{p \text{ нд}}} = \frac{580}{59.3} = 9.78.$$

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

2. Двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков воздуха и газа за турбиной и общим выходным соплом

Использование смешения потоков воздуха и газа за турбиной в двухконтурном ТРД (рис.2.1) имеет определенные преимущества: уменьшается температура уходящих газов (повышается внутренний КПД), снижается средняя скорость истечения газа (возрастает тяговый КПД), улучшаются технико-экономические показатели двигателя (на 1.5...3 %), уменьшается удельный расход топлива, на 4...6 дБ - уровень шума, возможна установка единого реверсивного устройства и др. ТРДДсм получили также широкое распространение в гражданской авиации (отечественные двигатели Д-30КУ, Д-30КП, Д-30КУ-154, ПС-90А, НК8-2У, НК-86 и др., зарубежные JT8D, CFM.56 и др.).

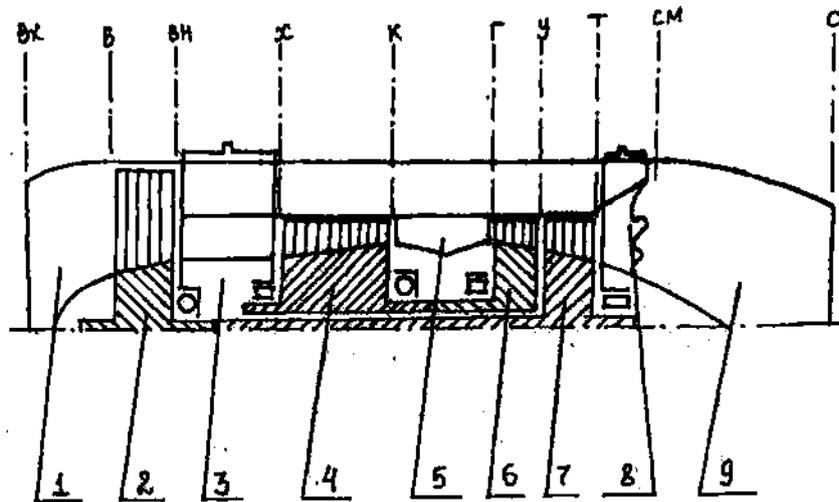


Рис.2.1. Схема двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков воздуха и газа за турбиной:

- 1 - входное устройство; 2 - вентилятор (компрессор низкого давления);
 3 - разделительный (промежуточный) корпус; 4 - компрессор (компрессор высокого давления); 5 - камера сгорания; 6 - турбина компрессора (турбина высокого давления); 7 - турбина вентилятора (турбина низкого давления);
 8 - смеситель (камера смешения); 9 - выходное сопло ;
 вх, в, вн, х, к, г, у, т, см, с - обозначения контрольных сечений тракта двигателя

Для уменьшения гидравлических потерь при смешении потоков целесообразно их полные давления иметь примерно одинаковыми. Статические давления по всему сечению устанавливаются мгновенно одинаковыми. Поскольку число Маха во внутреннем контуре в момент смешения больше, чем в наружном контуре, полные давления принципиально не могут быть одинаковыми. Однако расчёты показывают, что разность между полными

давлениями при этом оказывается несущественной. На основании этого в расчетах принимается следующее приближенное равенство: $p_T^* = p_{ВН}^* \sigma_2$, где p_T^* - полное давление газа за турбиной; $p_{ВН}^*$ - полное давление воздуха на выходе из вентиляторных ступеней КНД (в наружном контуре); σ_2 - коэффициент восстановления полного давления в канале наружного контура.

На основании приведенного равенства давлений определяется потребная степень повышения давления в вентиляторных ступенях компрессора низкого давления $\pi_{ВН}^*$ по формуле, полученной О.Б. Минеевым и Н.С. Кузнецовым:

$$\pi_{ВН}^* = 0.512 \cdot 10^{-5} B^2 + 0.50734 \cdot 10^{-3} B + 0.962,$$

$$\begin{aligned} \text{где } B = & 13.145619m + 0.267787T_{Г}^* - 30.40434\pi_{К\Sigma}^* + 4.589732m^2 - \\ & - 9.225287 \cdot 10^{-2} mT_{Г}^* + 3.39048 \cdot 10^{-2} T_{Г}^* \pi_{К\Sigma}^* - 9.9853907 \cdot 10^{-6} T_{Г}^{*2} \pi_{К\Sigma}^* - \\ & - 0.1185309m^3 + 2454071 \cdot 10^{-5} T_{Г}^{*2} m + 0.1067753m\pi_{К\Sigma}^* + 218.34. \end{aligned}$$

Рассмотрим пример расчёта ТРДДсм. Исходные данные для расчёта: взлётная тяга $P=100$ кН; общая степень повышения давления в компрессоре $\pi_{К\Sigma}^*=20$; температура газа перед турбиной $T_{Г}^*=1450$ К; степень двухконтурности $m=2.4$; прототип двигателя – ТРДДсм Д-30КУ.

Двухконтурный ТРД Д-30КУ (Генеральный конструктор Соловьев П.А.) (взлетная тяга 108 кН; степень повышения давления 20.5; температура газа перед турбиной 1400 К; степень двухконтурности 2.4; степень повышения давления в наружном контуре 2.07; расход воздуха 283 кг/с; масса двигателя с реверсивным устройством 2650 кг; удельный расход топлива на взлетном режиме работы 0.049 кг/(Н.ч); диаметр вентилятора 1.45 м; длина двигателя 5.698 м;) впервые был установлен в 1970 году на самолет Ил-62М (взлетная масса 165 т; масса снаряженного самолета 71.6 т; максимальная коммерческая нагрузка 23 т; дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке 8800 км; крейсерская скорость 870 км/ч; количество пассажиров 168-186 чел; силовая установка состоит из 4-х ТРДД; запас топлива на борту 84 т;) выполнен со смешением потоков воздуха и газа за турбиной по двухвальной схеме с осевым компрессором (3+8), трубчато-кольцевой камерой сгорания (12 жаровых труб), осевой реактивной турбиной (2+4).

Порядок расчета:

1. Определение параметров воздушного потока на входе в двигатель (сечение «Н – Н») и на выходе из воздухозаборника (сечение «В – В» перед компрессором низкого давления) осуществляется также, как и при расчете

ТРДД с отдельным выпуском газа и воздуха из выходных сопел(см. п.1, 2 алгоритма ТРДД).

2. Находится необходимая степень повышения давления в наружном контуре ТРДДсм:

$$\begin{aligned} \pi_{\text{ВН}}^* &= 0.512 \cdot 10^{-5} B^2 + 0.50734 \cdot 10^{-3} B + 0.962 = \\ &= 0.512 \cdot 10^{-5} \cdot 426.1632909^2 + 0.50734 \cdot 10^{-3} \cdot 426.1632909 + 0.962 = 2.11, \\ \text{где } B &= 13.145619m + 0.267787T_{\Gamma}^* - 30.40434\pi_{\text{К}\Sigma}^* + 4.589732m^2 - \\ &- 9.225287 \cdot 10^{-2} mT_{\Gamma}^* + 3.39048 \cdot 10^{-2} T_{\Gamma}^* \pi_{\text{К}\Sigma}^* - 9.9853907 \cdot 10^{-6} T_{\Gamma}^{*2} \pi_{\text{К}\Sigma}^* - \\ &- 0.1185309m^3 + 2.454071 \cdot 10^{-5} T_{\Gamma}^{*2} m + 0.1067753m\pi_{\text{К}\Sigma}^* + 218.34 = \\ &= 13.145619 \cdot 2.4 + +0.267787 \cdot 1450 - 30.40434 \cdot 20 + 4.589732 \cdot 2.4^2 - \\ &- 9.225287 \cdot 10^{-2} \cdot 2.4 \cdot 1450 + 3.39048 \cdot 10^{-2} \cdot 1450 \cdot 20 - \\ &- 9.9853907 \cdot 10^{-6} \cdot 1450^2 \cdot 20 - 0.1185309 \cdot 2.4^3 + \\ &+ 2.454071 \cdot 10^{-5} \cdot 1450^2 \cdot 2.4 + 0.1067753 \cdot 2.4 \cdot 20 + 218.34 = 426.1632909 \end{aligned}$$

3. Распределение общей степени повышения давления воздуха по каскадам компрессора производится по рекомендациям, изложенным в расчете ТРДД (см. п.4 алгоритма ТРДД). Используя данные схемы двигателя

$$\text{Д-3ОКУ, принимаем: } \pi_{\text{КНД}}^* = \pi_{\text{ВН}}^* = 2.11; \pi_{\text{КВД}}^* = \frac{\pi_{\text{К}\Sigma}^*}{\pi_{\text{КНД}}^*} = \frac{20}{2.11} = 9.48.$$

Так как $\pi_{\text{КВД}}^* > 8$, то необходимо снабдить компрессор средствами механизации (установить клапаны перепуска воздуха, входной направляющий аппарат с поворотными лопатками, переменный отбор воздуха и др.).

4. Работа сжатия и параметры воздушного потока за компрессором низкого давления (за вентилятором) с уточненным значением $\pi_{\text{ВН}}^*$. Алгоритм расчёта ТРДДсм совпадает с таковым для ТРДД:

$$\begin{aligned} \text{а) } L_{\text{ВН}} &= c_{\text{рв}} T_{\text{В}}^* (\pi_{\text{ВН}}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) / \eta_{\text{ВН}}^* = \\ &= 1004.5 \cdot 288.15 \cdot (2.04^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1) / 0.87 = 75166 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; \\ \text{б) } T_{\text{ВН}}^* &= T_{\text{В}}^* + \frac{L_{\text{ВН}}}{c_{\text{рв}}} = 288.15 + \frac{75166}{1004.5} = 363.0 \text{ К}; \\ \text{в) } p_{\text{ВН}}^* &= p_{\text{В}}^* \pi_{\text{ВН}}^* = 0.998 \cdot 10^5 \cdot 2.04 = 2.0359 \cdot 10^5 \text{ Па} \end{aligned}$$

Значение адиабатического КПД $\eta_{\text{ВН}}^*$ принимается в соответствии с рекомендациями, изложенными в алгоритме расчёта ТРДД.

5. Параметры воздушного потока на входе в компрессор ВД:

$$T_{\text{X}}^* = T_{\text{ВН}}^* = 363.0 \text{ K}; p_{\text{X}}^* = p_{\text{ВН}}^* \sigma_{\text{Пер}} = 2.0359 \cdot 10^5 \cdot 0.99 = 2.0155 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

6. Работа сжатия и параметры воздуха за компрессором ВД:

$$\begin{aligned} \text{а) } L_{\text{КВД}} &= c_{\text{рв}} T_{\text{X}}^* (\pi_{\text{КВД}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) / \eta_{\text{КВД}}^* = \\ &= 1004.5 \cdot 363.0 \cdot (9.8^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1) / 0.85 = 394484 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; \end{aligned}$$

$$\text{б) } T_{\text{К}}^* = T_{\text{X}}^* + \frac{L_{\text{КВД}}}{c_{\text{рв}}} = 363.0 + \frac{394484}{1004.5} = 755.7 \text{ K};$$

$$\text{в) } p_{\text{К}}^* = p_{\text{X}}^* \pi_{\text{КВД}}^* = 2.0155 \cdot 10^5 \cdot 9.8 = 19.7519 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

7. Рассчитываются основные параметры камеры сгорания:

$$\text{а) } c_{\text{П}} = 0.9 + 10^{-4} (2T_{\text{Г}}^* + T_{\text{К}}^*) = 0.9 + 2 \cdot (2 \cdot 1450 + 756) = 1.2656 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{б) } q_{\text{ВН}} = c_{\text{П}} (T_{\text{Г}}^* - T_{\text{К}}^*) = 1.2656 \cdot (1450 - 755.7) = 878.7 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};$$

$$\text{в) } g_{\text{Г}} = \frac{q_{\text{ВН}}}{H_u \eta_{\text{Г}}} = \frac{878.8}{43100 \cdot 0.985} = 0.0207;$$

$$\text{г) } \alpha_{\Sigma} = \frac{1}{g_{\text{Г}} l_o} = \frac{1}{0.0207 \cdot 14.94} = 3.235;$$

$$\text{д) } p_{\text{Г}}^* = p_{\text{К}}^* \sigma_{\text{КС}} = 19.7519 \cdot 10^5 \cdot 0.96 = 18.9618 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

$$\text{е) } R_{\text{Г}} = R_{\text{В}} \frac{1+1.0862 g_{\text{Г}}}{1+g_{\text{Г}}} = 287 \cdot \frac{1+1.0862 \cdot 0.0207}{1+0.0207} = 287.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

8. Рассчитываются работа расширения и параметры газа за турбиной высокого давления:

$$\text{а) } g_{\text{Г}} = (1 + g_{\text{Г}})(1 - g_{\text{ОХЛ}} - g_{\text{ОТБ}}) = (1 + 0.0207) \cdot (1 - 0.05 - 0.01) = 0.9594;$$

$$\text{б) } L_{\text{ТВД}} = \frac{L_{\text{КВД}}}{g_{\text{Г}} \eta_{\text{М}}} = \frac{394484}{0.9594 \cdot 0.9975} = 412208 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

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

$$412208 = \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1450 \cdot \left(1 - \frac{1}{\frac{1.33-1}{1.33}}\right) \cdot 0.91; \pi_{\text{ТВД}}^* = 3.547;$$

$$z) T_y^* = T_\Gamma^* - \frac{L_{\text{ТВД}}}{\frac{\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma-1} R_\Gamma} = 1450 - \frac{412208}{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 1094.2 \text{ K};$$

$$d) c_{\text{рв охл}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_K^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 755.7 = 1.1267 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{\text{рГ}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_y^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1094.2 = 1.2282 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$e) a = \frac{c_{\text{рГ}} g_\Gamma T_y^* + c_{\text{рв охл}} g_{\text{охл}} T_K^*}{g_\Gamma + g_{\text{охл}}} =$$

$$= \frac{1.2282 \cdot 0.9594 \cdot 1094.2 + 1.1267 \cdot 0.05 \cdot 755.7}{0.9594 + 0.05} = 1319.5;$$

$$ж) T_{yy}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} a} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 1319.5} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 1078.4 \text{ K};$$

$$з) c_{\text{р см}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{yy}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1078.4 = 1.2235 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$и) p_y^* = \frac{p_\Gamma^*}{\pi_{\text{ТВД}}^*} = \frac{18.9618 \cdot 10^5}{3.547} = 5.3459 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

9. Определяются работа расширения и параметры газа за турбиной низкого давления:

$$a) L_{\text{ТНД}} = \frac{L_{\text{вн}}(m+1)}{g_\Gamma + g_{\text{охл}}} = \frac{75166 \cdot (2.4+1)}{0.9594 + 0.05} = 253184 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$б) L_{\text{ТНД}} = \frac{\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma-1} R_\Gamma T_{yy}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma-1}}\right) \eta_{\text{ТНД}}^*;$$

$$253184 = \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1078.4 \cdot \left(1 - \frac{1}{\frac{1.33-1}{1.33}}\right) \cdot 0.94; \pi_{\text{ТНД}}^* = 2.66;$$

$$в) T_\Gamma^* = T_{yy}^* - \frac{L_{\text{ТНД}}}{\frac{\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma-1} R_\Gamma} = 1078.4 - \frac{253184}{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 860.0 \text{ K};$$

$$з) p_\Gamma^* = \frac{p_{yy}^*}{\pi_{\text{ТНД}}^*} = \frac{5.3459 \cdot 10^5}{2.66} = 2.0097 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

Производится проверка равенства полных давлений на входе в камеру смешения: $p_{T2}^* = p_{ВН}^* \sigma_2 = 2.0359 \cdot 10^5 \cdot 0.985 = 2.0054 \cdot 10^5 \text{ Па}$.

Если отклонение давления p_{T2}^* от p_T^* окажется более 2...2.5%, то необходимо изменить степень повышения давления в наружном контуре $p_{ВН}^*$ (увеличить при $p_T^* > p_{T2}^*$ или уменьшить при $p_T^* < p_{T2}^*$).

10. Рассчитываются параметры газового потока на выходе из камеры смешения:

а) Температура заторможенного потока газа:

1. Средние теплоёмкости газа и воздуха на входе в камеру смешения:

$$c_{pГ} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_T^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 860.0 = 1.158 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{pВ} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{ВН}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 363.0 = 1.0089 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

2. Вспомогательная функция

$$a = \frac{c_{pГ} (g_{Г} + g_{\text{охл}}) T_T^* + c_{pВ} m T_{ВН}^*}{g_{Г} + g_{\text{охл}} + m} =$$

$$= \frac{1.158 \cdot (0.9594 + 0.05) \cdot 860.0 + 1.0089 \cdot 2.4 \cdot 363.0}{0.9594 + 0.05 + 2.4} = 552.647$$

3. Температура торможения

$$T_{сМ}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} a} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 552.647} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 522.9 \text{ К}$$

4. Средняя теплоёмкость газа на выходе из камеры смешения

$$c_{pсМ} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{сМ}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 522.9 = 1.0568 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

б) давление газа на выходе из камеры смешения определяется из решения системы уравнений:

1. Уравнение неразрывности для входа и выхода из камеры:

$$\frac{m_{Г} p_{Г}^* F_1 q(\lambda_1)}{\sqrt{T_{Г}^*}} (g_{Г} + g_{\text{охл}}) + \frac{m_{В} p_{ВН}^* \sigma_2 F_2 q(\lambda_2)}{\sqrt{T_{ВН}^*}} = \frac{m_{Г} p_{сМ}^* F_{сМ} q(\lambda_{сМ})}{\sqrt{T_{сМ}^*}}$$

2. Уравнение количества движения:

$$G_{Г} c_1 + p_1 F_1 + G_{В2} c_2 + p_2 F_2 - X_{\text{тр}} = G_{сМ} c_{сМ} + p_{сМ} F_{сМ},$$

$X_{\text{тр}}$ - сила трения.

Используя выражение для импульса

$Gc + pF = \frac{k+1}{2k} Ga_{\text{кр}} z(\lambda)$, где $z(\lambda) = \frac{1}{2} (\lambda + \frac{1}{\lambda})$, а также представление силы трения в форме:

$$X_{\text{тр}} = \xi \frac{l_{\text{см}}}{D_{\text{см}}} \frac{\rho_{\text{см}} c_{\text{см}}^2}{2} F_{\text{см}} = \frac{\xi}{2} \frac{l_{\text{см}}}{D_{\text{см}}} G_{\text{см}} \lambda_{\text{см}} a_{\text{кр см}}, \quad \text{где} \quad \xi = 0.015 \dots 0.025 -$$

коэффициент трения; $l_{\text{см}}$ - длина камеры смешения; $\frac{l_{\text{см}}}{D_{\text{см}}} \geq 4$ - калибр камеры смешения (при данном условии в камере смешения статические давления газов и воздуха при их дозвуковом течении полностью выравниваются), получаем уравнение количества движения в следующей форме:

$$\begin{aligned} \frac{\kappa_{\Gamma} + 1}{\kappa_{\Gamma}} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}) a_{\text{кр}1} z(\lambda_1) + \frac{\kappa + 1}{\kappa} m a_{\text{кр}2} z(\lambda_2) = \\ = \frac{\kappa_{\Gamma} + 1}{\kappa_{\Gamma}} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}} + m) a_{\text{кр см}} [z(\lambda_{\text{см}}) + \chi \lambda_{\text{см}}], \end{aligned}$$

где $\chi = \frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} + 1} \xi \frac{l_{\text{см}}}{D_{\text{см}}}$ - приведенная длина камеры смешения.

В расчётах обычно принимают $\frac{l_{\text{см}}}{D_{\text{см}}} = 1..2$. Тогда

$$\chi = \frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} + 1} \xi \frac{l_{\text{см}}}{D_{\text{см}}} = \frac{2 \cdot 1.33}{1.33 + 1} \cdot 0.02 \cdot 1.5 = 0.0342.$$

3. Соотношение для степени двухконтурности:

$$m = \frac{m_{\text{в}} p_{\text{вн}}^* \sigma_2 F_2 q(\lambda_2)}{m_{\Gamma} p_{\Gamma}^* F_1 q(\lambda_1)} \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{вн}}^*}} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})$$

4. Форма проточной части камеры смешения цилиндрическая:

$$F_1 + F_2 = F_{\text{см}}$$

5. Критическая скорость звука в сечениях камеры смешения:

$$a_{\text{кр}1} = \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} + 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*}; \quad a_{\text{кр}2} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa + 1} R T_{\text{вн}}^*}; \quad a_{\text{кр см}} = \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} + 1} R_{\Gamma} T_{\text{см}}^*}$$

6. Газодинамические функции в сечениях камеры:

$$q(\lambda_1) = \left(\frac{\kappa_{\Gamma} + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa_{\Gamma} - 1}} \lambda_1 \left(1 - \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma} + 1} \lambda_1^2\right)^{\frac{1}{\kappa_{\Gamma} - 1}};$$

$$q(\lambda_2) = \left(\frac{\kappa + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \lambda_2 \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda_2^2\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}};$$

$$q(\lambda_{\text{см}}) = \left(\frac{\kappa_{\Gamma} + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa_{\Gamma} - 1}} \lambda_{\text{см}} \left(1 - \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma} + 1} \lambda_{\text{см}}^2\right)^{\frac{1}{\kappa_{\Gamma} - 1}}; \quad z(\lambda_1) = 0.5 \left(\lambda_1 + \frac{1}{\lambda_1}\right);$$

$$z(\lambda_2) = 0.5 \left(\lambda_2 + \frac{1}{\lambda_2}\right); \quad z(\lambda_{\text{см}}) = 0.5 \left(\lambda_{\text{см}} + \frac{1}{\lambda_{\text{см}}}\right)$$

7. Приведенная скорость газа на входе в камеру смешения (во внутреннем контуре): $\lambda_1 = 0.4 \dots 0.45$.

8. Равенство статических давлений во внутреннем и наружном контурах на входе в камеру смешения: $p_1 = p_2$ или

$$p_T^* \left(1 - \frac{\kappa_\Gamma - 1}{\kappa_\Gamma + 1} \lambda_1^2\right)^{\frac{\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma - 1}} = p_{ВН}^* \sigma_2 \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda_2^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$

Порядок расчёта системы следующий:

1. Задаётся значение приведенной скорости на входе в камеру смешения: $\lambda_1 = 0.4$.

2. Из (8) находим приведенную скорость λ_2 :

$$2.0097 \cdot 10^5 \cdot \left(1 - \frac{1.33 - 1}{1.33 + 1} \cdot 0.4^2\right)^{\frac{1.33}{1.33 - 1}} = 2.0359 \cdot 10^5 \cdot 0.985 \cdot \left(1 - \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \lambda_2^2\right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}};$$

$$\lambda_2 = 0.3907.$$

3. Находятся газодинамические функции:

$$q(\lambda_1) = 0.5927; q(\lambda_2) = 0.5778; z(\lambda_1) = 1.45; z(\lambda_2) = 1.4751$$

4. Определяются критические скорости звука:

$$a_{кр1} = 531.3 \frac{\text{М}}{\text{с}}; a_{кр2} = 348.6 \frac{\text{М}}{\text{с}}; a_{крсм} = 414.3 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

5. Рассчитывается отношение площадей на входе в камеру смешения из выражения для степени двухконтурности:

$$\frac{F_2}{F_1} = \frac{m}{(g_\Gamma + g_{охл})} \frac{m_\Gamma p_T^* q(\lambda_1)}{m_B p_{ВН}^* \sigma_2 q(\lambda_2)} \sqrt{\frac{T_{ВН}^*}{T_T^*}} =$$

$$= \frac{2.4 \cdot 0.03966 \cdot 2.0097 \cdot 10^5 \cdot 0.5927}{(0.9594 + 0.05) \cdot 0.0404 \cdot 2.0359 \cdot 10^5 \cdot 0.985 \cdot 0.5778} \sqrt{\frac{363.0}{860.0}} = 1.5589$$

6. Находится газодинамическая функция на выходе из камеры смешения из уравнения импульсов:

$$\frac{1.33 + 1}{1.33} \cdot (0.9594 + 0.05) \cdot 531.3 \cdot 1.45 + \frac{1.4 + 1}{1.4} \cdot 2.4 \cdot 348.6 \cdot 1.4751 =$$

$$= \frac{1.33 + 1}{1.33} \cdot (0.9594 + 0.05 + 2.4) \cdot 414.3 [z(\lambda_{см}) + 0.0342 \lambda_{см}];$$

или

$$0.5 \left(\lambda_{см} + \frac{1}{\lambda_{см}}\right) + 0.0342 \lambda_{см} = 1.405487; \quad \lambda_{см} = 0.424; \quad q(\lambda_{см}) = 0.6230.$$

7. Рассчитывается полное давление газа на выходе из камеры смешения:

$$\frac{0.03966 \cdot 2.0097 \cdot 10^5 \cdot 0.5927}{\sqrt{860}} \cdot (0.9594 + 0.05) +$$

$$+ \frac{0.0404 \cdot 2.0359 \cdot 10^5 \cdot 0.985 \cdot 1.5589 \cdot 0.5778}{\sqrt{363.0}} =$$

$$= \frac{0.03966 \cdot p_{см}^* \cdot (1 + 1.5589) \cdot 0.6230}{\sqrt{522.9}}; p_{см}^* = 1.97336 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Допускается также определять полное давление газа на выходе из камеры смещения по приближенной формуле:

$$p_{см}^* = \frac{p_T^* (g_T + g_{охл}) + p_{вн}^* \sigma_{2m}}{g_T + g_{охл} + m} \sigma_{см} =$$

$$= \frac{2.0097 \cdot 10^5 \cdot (0.9594 + 0.05) + 2.0359 \cdot 10^5 \cdot 0.985 \cdot 2.4}{0.9594 + 0.05 + 2.4} \cdot 0.99 =$$

$$= 1.9866 \cdot 10^5 \text{ Па,}$$

где $\sigma_{см} = 0.98 \dots 0.99$ - коэффициент восстановления полного давления в камере смещения. Причём, чем больше отличается p_T^* от $p_{вн}^*$. Тем меньшие значения этого коэффициента следует принимать.

11. Производится расчёт параметров общего выходного сопла. Находится располагаемая степень понижения давления газа:

$$\pi_{ср} = \frac{p_{см}^*}{p_n} = \frac{1.97336 \cdot 10^5}{1.01325 \cdot 10^5} = 1.94755.$$

Полученные значения $\pi_{ср}$ сравниваются с критическим значением $\pi_{кр} = 1.8506$ с целью установления режима истечения газа из выходного суживающегося сопла (как у прототипа ТРДД Д-30КУ).

В результате имеем неполное расширение газа в реактивном сопле. Соответственно, алгоритм расчёта параметров сопла следующий:

1. Скорость истечения газа из сопла:

$$c_c = \varphi_{рс} a_{крсм} = \varphi_{рс} \sqrt{\frac{2k_T}{k_T + 1} R_T T_{см}^*} = 0.985 \cdot 414.28 = 408.0 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

где $\varphi_{рс} = 0.98 \dots 0.99$ - коэффициент скорости в сопле.

2. Статическое давление газа в обресе сопла:

$$p_c = \frac{p_{см}^*}{\pi_{кр}} = \frac{1.97336 \cdot 10^5}{1.8506} = 1.06633 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

3. Приведенная скорость газа в обресе сопла:

$$\lambda_c = \frac{c_c}{a_{крсм}} = 0.985$$

4. Газодинамическая функция импульса в данном сечении сопла:

$$y(\lambda_c) = \left(\frac{\kappa_{\Gamma} + 1}{2} \right)^{\kappa_{\Gamma} - 1} \frac{\lambda_c}{1 - \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma} + 1} \lambda_c^2} = \left(\frac{1.33 + 1}{2} \right)^{1.33 - 1} \cdot \frac{0.985}{1 - \frac{1.33 - 1}{1.33 + 1} \cdot 0.985^2} = 1.8139$$

5. Относительная площадь обреза сопла:

$$\begin{aligned} \bar{F}_c &= \frac{F_c}{G_{B1}} = \frac{(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}} + m) \sqrt{T_{\text{см}}^*}}{m_{\Gamma} p_c y(\lambda_c)} = \\ &= \frac{(0.9594 + 0.05 + 2.4) \cdot \sqrt{522.9}}{0.03966 \cdot 1.06633 \cdot 10^5 \cdot 1.8139} = 10.0163 \cdot 10^{-3} \frac{\text{м}^2 \cdot \text{с}}{\text{кг}}. \end{aligned}$$

12. Определяются удельная тяга и удельный расход топлива:

$$\begin{aligned} P_{\text{уд}} &= \frac{(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}} + m) c_c}{m + 1} + \frac{\bar{F}_c}{m + 1} (p_c - p_H) = \frac{0.9594 + 0.05 + 2.4}{2.4 + 1} \cdot 408.0 + \\ &+ \frac{10.0163}{2.4 + 1} \cdot 10^{-3} \cdot (1.06633 - 1.01325) \cdot 10^5 = 424.7 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}; \end{aligned}$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 g_{\Gamma} (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})}{P_{\text{уд}} (m + 1)} = \frac{3600 \cdot 0.0207 \cdot (1 - 0.05 - 0.01)}{424.7 \cdot (2.4 + 1)} = 0.0485 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$$

13. Расход воздуха через двигатель и его распределение по контурам:

$$G_B = \frac{p}{P_{\text{уд}}} = \frac{100000}{424.7} = 235.46 \frac{\text{кг}}{\text{с}}; G_{B1} = \frac{G_B}{m + 1} = \frac{235.46}{2.4 + 1} = 69.25 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$$

$$G_{B2} = m G_{B1} = 2.4 \cdot 69.25 = 166.21 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

14. Часовой расход топлива: $G_{\text{тч}} = P C_{\text{уд}} = 100000 \cdot 0.0485 = 4850 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$.

15. Рассчитываются отборы воздуха и механической энергии:

$$G_{\text{отб}} = g_{\text{отб}} G_{B1} = 0.01 \cdot 69.2 = 0.69 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$$

$$N_{\text{отб}} = (1 - \eta_M) L_{\text{твд}} G_{B1} g_{\Gamma} = (1 - 0.9975) \cdot 412208 \cdot 69.2 \cdot 0.9594 \cdot 10^{-3} = 68.8 \text{ кВт}$$

Как уже отмечалось, двигатель Д-30КУ устанавливается на различных летательных аппаратах, в том числе, на воздушных судах дальних магистральных линий (количество пассажиров 186). Согласно нормам ИКАО по жизнеобеспечению пассажиров необходим $G_{\text{отб}} = 1.8 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. То есть, отбор воздуха для питания системы кондиционирования необходимо осуществить от трех двигателей.

На двигателе Д-30КУ установлен генератор постоянного тока мощностью 40 кВт. Принимая КПД преобразования механической энергии в электрическую $\eta_{\text{ген}} = 0.85 \dots 0.9$, находим потребную механическую энергию

для вращения электрогенератора $N_{\text{ген}} = 47$ кВт. Иначе говоря, необходимо изменить ранее принятое значение $\eta_{\text{м}}$ (увеличить его) и повторить расчёт.

16. Производится сравнение показателей проектируемого ТРДД с аналогичными для двигателя Д-30КУ:

а) удельная тяга ТРДД Д-30КУ равна:

$$P_{\text{уд Д-30КУ}} = \frac{P_o}{G_e} = \frac{108 \cdot 10^3}{283} = 381.6 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}, \quad \text{то есть удельная тяга}$$

проектируемого двигателя больше на $\frac{424.7 - 381.6}{381.6} \div 100\% = 11.3\%$.

Следовательно, скорость полета воздушного судна с проектируемым двигателем будет больше, чем у ВС Ту-154М;

б) удельный расход топлива ТРДД Д-30КУ равен

$$C_{\text{уд Д-30КУ}} = 0.049 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}. \quad \text{То есть, проектируемый двигатель экономичнее}$$

ТРДД Д-30КУ на $\frac{0.049 - 0.0485}{0.049} \cdot 100\% = 1.02\%$;

в) скорость истечения газа из сопла внутреннего контура при полном расширении ($p_c = p_H$):

$$c_c = \varphi p_c \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\text{см}}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}} \pi_{\text{рс}}}\right)} =$$

$$= 0.99 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.5 \cdot 522.9 \cdot \left(1 - \frac{1}{\frac{1.33 - 1}{1.33} \cdot 1.94755}\right)} = 425.49 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

г) удельная тяга и удельный расход топлива при полном расширении газа в выходном сопле

$$P_{\text{уд}} = \frac{(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}} + m)c_c}{m+1} - V = \frac{0.9594 + 0.05 + 2.4}{2.4 + 1} \cdot 425.49 = 426.67 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}};$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 g_{\Gamma} (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})}{P_{\text{уд}} (m+1)} = \frac{3600 \cdot 0.0207 \cdot (1 - 0.05 - 0.01)}{426.67 \cdot (2.4 + 1)} = 0.0483 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}};$$

д) располагаемая энергия топлива

$$q_o = \frac{q_{\text{кс}}}{\eta_{\Gamma}} = \frac{878.7}{0.985} = 892.08 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};$$

е) эффективная работа снимаемая с вала турбокомпрессора высокого давления

$$L_e = (1 - \eta_{\text{мех}}) L_{\text{твд}} = (1 - 0.9975) \cdot 412208 = 1030 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

в) работа цикла внутреннего контура ТРДД

$$L_{ц1} = L_e + \frac{P_{y\partial}(P_{y\partial} + 2V)}{2}(m + 1) = 1030 + \frac{426.67 \cdot 426.67}{2} \cdot (2.4 + 1) = 310510 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

г) эффективный КПД

$$\eta_{вн} = \frac{L_{ц1}}{q_0} = \frac{310510}{892.08 \cdot 10^3} = 0.348$$

17. Определяются мощности основных элементов двигателя:

а) вентилятор

$$N_B = L_{вн} G_B = 75166 \cdot 235.46 \cdot 10^{-3} = 17698 \text{ кВт};$$

б) компрессор

$$N_K = L_{квд} G_{B1} = 394484 \cdot 69.25 \cdot 10^{-3} = 27318 \text{ кВт};$$

в) турбина компрессора

$$N_{ТВД} = L_{ТВД} G_{B1} g_2 = 412208 \cdot 69.25 \cdot 0.9594 \cdot 10^{-3} = 27386 \text{ кВт};$$

г) турбина вентилятора

$$N_{ТНД} = L_{ТНД} G_{B1} (g_2 + g_{охл}) = 253184 \cdot 69.25 \cdot (0.9594 + 0.05) \cdot 10^{-3} = 17698 \text{ кВт}.$$

18. Переходим к определению геометрии газоздушного тракта проектируемого двигателя (см. алгоритм расчёта ТРДД). С этой целью задаёмся значением осевой скорости в контрольных сечениях проточной части двигателя, в том числе:

а) на входе в компрессор низкого давления: $c_B = 180 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

б) на выходе из КНД: $c_{вн} = 150 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

в) на входе в компрессор высокого давления: $c_X = 155 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

г) на выходе из компрессора ВД: $c_K = 110 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

д) на входе в турбину высокого давления: $c_T = 150 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

е) на выходе из турбины ВД: $c_Y = 250 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

ж) на выходе из турбины низкого давления: $c_T = 320 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

з) на входе в камеру смешения во внутреннем и наружном контурах:

$$c_{Т1} = \lambda_1 \sqrt{\frac{2\kappa_T}{\kappa_T + 1} R_T T_T^*} = 0.4 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 860}{1.33 + 1}} = 212.5 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$c_{T2} = \lambda_2 \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_{BH}^*} = 0.3907 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.4 \cdot 287 \cdot 363}{1.4+1}} = 136.2 \frac{M}{c};$$

и) на выходе из камеры смешения:

$$c_{CM} = \lambda_{CM} \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{CM}^*} = 0.424 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 522.9}{1.33+1}} = 175.6 \frac{M}{c};$$

к) в обресе выходного сопла: $c_c = 408.0 \frac{M}{c}$.

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

$$a) \quad \lambda_B = \frac{c_B}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_B^*}} = \frac{180}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4 \cdot 287 \cdot 288.15}{1.4+1}}} = 0.579; q(\lambda_B) = 0.7915;$$

$$б) \quad \lambda_{BH} = \frac{c_{BH}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_{BH}^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4 \cdot 287 \cdot 363}{1.4+1}}} = 0.430; q(\lambda_{BH}) = 0.6275;$$

$$г) \quad \lambda_X = \frac{c_X}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_X^*}} = \frac{155}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4 \cdot 287 \cdot 363}{1.4+1}}} = 0.444; q(\lambda_X) = 0.6450;$$

$$д) \quad \lambda_K = \frac{c_K}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_K^*}} = \frac{110}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4 \cdot 287 \cdot 755.7}{1.4+1}}} = 0.219; q(\lambda_K) = 0.3381;$$

$$е) \quad \lambda_{\Gamma} = \frac{c_{\Gamma}}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 1450}{1.33+1}}} = 0.217; q(\lambda_{\Gamma}) = 0.3384;$$

$$ж) \quad \lambda_Y = \frac{c_Y}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{YU}^*}} = \frac{250}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 1078.4}{1.33+1}}} = 0.42; q(\lambda_Y) = 0.6182;$$

$$з) \quad \lambda_T = \frac{c_T}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_T^*}} = \frac{320}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 860}{1.33+1}}} = 0.602; q(\lambda_T) = 0.8154;$$

$$и) \quad \lambda_1 = 0.4; q(\lambda_1) = 0.5927; \lambda_2 = 0.3907; q(\lambda_2) = 0.5778;$$

$$к) \quad \lambda_{CM} = 0.424; q(\lambda_{CM}) = 0.6230;$$

$$л) \quad \lambda_c = 0.985; q(\lambda_c) = 0.9997.$$

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

$$a) \quad F_B = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{m_B p_B^* q(\lambda_B)} = \frac{235.46 \cdot \sqrt{288.15}}{0.0404 \cdot 0.998 \cdot 10^5 \cdot 0.7915} = 1.25246 \text{ м}^2;$$

$$\text{б) } F_{\text{BH}} = \frac{G_{\text{B}} \sqrt{T_{\text{BH}}^*}}{m_{\text{B}} p_{\text{BH}}^* q(\lambda_{\text{BH}})} = \frac{235.46 \cdot \sqrt{363}}{0.0404 \cdot 2.0359 \cdot 10^5 \cdot 0.6275} = 0.8692 \text{ м}^2;$$

$$\text{в) } F_{\text{X}} = \frac{G_{\text{B1}} \sqrt{T_{\text{X}}^*}}{m_{\text{B}} p_{\text{X}}^* q(\lambda_{\text{X}})} = \frac{69.25 \cdot \sqrt{363}}{0.0404 \cdot 2.0155 \cdot 10^5 \cdot 0.6450} = 0.2512 \text{ м}^2;$$

$$\text{г) } F_{\text{K}} = \frac{G_{\text{B1}} \sqrt{T_{\text{K}}^*}}{m_{\text{B}} p_{\text{K}}^* q(\lambda_{\text{K}})} = \frac{69.25 \cdot \sqrt{755.7}}{0.0404 \cdot 19.7519 \cdot 10^5 \cdot 0.3381} = 0.07056 \text{ м}^2;$$

$$\text{д) } F_{\text{Г}} = \frac{G_{\text{B1}} g_{\text{Г}} \sqrt{T_{\text{Г}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{Г}}^* q(\lambda_{\text{Г}})} = \frac{69.25 \cdot 0.9594 \cdot \sqrt{1450}}{0.03966 \cdot 18.9618 \cdot 10^5 \cdot 0.3384} = 0.09941 \text{ м}^2;$$

$$\text{е) } F_{\text{Y}} = \frac{G_{\text{B1}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{ОХЛ}}) \sqrt{T_{\text{YU}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{Y}}^* q(\lambda_{\text{Y}})} = \frac{69.25 \cdot (0.9594 + 0.05) \cdot \sqrt{1078.4}}{0.03966 \cdot 5.3459 \cdot 10^5 \cdot 0.6182} = 0.1751 \text{ м}^2;$$

$$\text{ж) } F_{\text{T}} = \frac{G_{\text{B1}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{ОХЛ}}) \sqrt{T_{\text{T}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{T}}^* q(\lambda_{\text{T}})} = \frac{69.25 \cdot (0.9594 + 0.05) \cdot \sqrt{860}}{0.03966 \cdot 2.0097 \cdot 10^5 \cdot 0.8154} = 0.3154 \text{ м}^2;$$

$$\text{з) } F_{\text{I}} = \frac{G_{\text{B1}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{ОХЛ}}) \sqrt{T_{\text{T}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{T}}^* q(\lambda_{\text{I}})} = \frac{69.25 \cdot (0.9594 + 0.05) \cdot \sqrt{860}}{0.03966 \cdot 2.0097 \cdot 10^5 \cdot 0.5927} = 0.4339 \text{ м}^2;$$

$$F_2 = \frac{G_{\text{B2}} \sqrt{T_{\text{BH}}^*}}{m_{\text{B}} p_{\text{BH}}^* \sigma_2 q(\lambda_2)} = \frac{166.21 \cdot \sqrt{363}}{0.0404 \cdot 2.0097 \cdot 0.985 \cdot 10^5 \cdot 0.5778} = 0.6853 \text{ м}^2;$$

и)

$$F_{\text{CM}} = \frac{G_{\text{B1}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{ОТб}} + m) \sqrt{T_{\text{CM}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{CM}}^* q(\lambda_{\text{CM}})} = \frac{69.25 \cdot (0.9594 + 0.05 + 2.4) \cdot \sqrt{522.9}}{0.03966 \cdot 1.97336 \cdot 10^5 \cdot 0.6230} = 1.107286 \text{ м}^2;$$

$$\text{к) } F_{\text{C}} = \frac{G_{\text{B1}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{ОТб}} + m) \sqrt{T_{\text{CM}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{C}} \gamma(\lambda_{\text{C}})} = \frac{69.25 \cdot (0.9594 + 0.05 + 2.4) \cdot \sqrt{522.9}}{0.03966 \cdot 1.06633 \cdot 10^5 \cdot 1.8139} = 0.7038 \text{ м}^2;$$

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

а) на входе в компрессор низкого давления:

$$D_{\text{BH}} = \sqrt{\frac{4F_{\text{B}}}{\pi(1-d_{\text{B}}^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1.25246}{3.14 \cdot (1-0.459^2)}} = 1.422 \text{ м};$$

$$D_{\text{BVH}} = D_{\text{BH}} \bar{d}_{\text{B}} = 1.422 \cdot 0.459 = 0.652 \text{ м};$$

$$D_{\text{BCP}} = 0.5(D_{\text{BH}} + D_{\text{BVH}}) = 0.5 \cdot (1.422 + 0.652) = 1.037 \text{ м};$$

$$h_{\text{B}} = 0.5(D_{\text{BH}} - D_{\text{BVH}}) = 0.5 \cdot (1.422 - 0.652) = 0.385 \text{ м},$$

где $\overline{d_B}$ - относительный диаметр втулки в данном сечении у двигателя Д-30КУ.

б) на выходе из КНД:

$$D_{\text{ВН Н}} = \sqrt{\frac{4F_{\text{ВН}}}{\pi(1-d_{\text{ВН}}^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.8692}{3.14 \cdot (1-0.628^2)}} = 1.352 \text{ м};$$

$$D_{\text{ВН ВН}} = D_{\text{ВН Н}} \overline{d_{\text{ВН}}} = 1.352 \cdot 0.628 = 0.849 \text{ м};$$

$$D_{\text{ВН ср}} = 0.5(D_{\text{ВН Н}} + D_{\text{ВН ВН}}) = 0.5 \cdot (1.352 + 0.849) = 1.100 \text{ м};$$

$$h_{\text{ВН}} = 0.5(D_{\text{ВН Н}} - D_{\text{ВН ВН}}) = 0.5 \cdot (1.352 - 0.849) = 0.252 \text{ м},$$

в) на входе в компрессор:

$$D_{\text{Х Н}} = \sqrt{\frac{4F_{\text{Х}}}{\pi(1-d_{\text{Х}}^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.2512}{3.14 \cdot (1-0.525^2)}} = 0.665 \text{ м};$$

$$D_{\text{Х ВН}} = D_{\text{Х Н}} \overline{d_{\text{Х}}} = 0.665 \cdot 0.525 = 0.349 \text{ м};$$

$$D_{\text{Х ср}} = 0.5(D_{\text{Х Н}} + D_{\text{Х ВН}}) = 0.5 \cdot (0.665 + 0.349) = 0.507 \text{ м};$$

$$h_{\text{Х}} = 0.5(D_{\text{Х Н}} - D_{\text{Х ВН}}) = 0.5 \cdot (0.665 - 0.349) = 0.158 \text{ м},$$

г) на выходе из компрессора при постоянном наружном диаметре:

$$D_{\text{К Н}} = D_{\text{Х Н}} = 0.665 \text{ м};$$

$$D_{\text{К ВН}} = \sqrt{D_{\text{К Н}}^2 - \frac{4F_{\text{К}}}{\pi}} = \sqrt{0.665^2 - \frac{4 \cdot 0.07056}{3.14}} = 0.593 \text{ м};$$

$$D_{\text{К ср}} = 0.5(D_{\text{К Н}} + D_{\text{К ВН}}) = 0.5 \cdot (0.665 + 0.593) = 0.629 \text{ м};$$

$$h_{\text{К}} = 0.5(D_{\text{К Н}} - D_{\text{К ВН}}) = 0.5 \cdot (0.665 - 0.593) = 0.036 \text{ м}.$$

д) на входе в турбину высокого давления:

$$D_{\text{Г ср}} = D_{\text{К Н}} = 0.665 \text{ м}; h_{\text{Г}} = \frac{F_{\text{Г}}}{\pi D_{\text{Г ср}}} = \frac{0.09941}{3.14 \cdot 0.665} = 0.047 \text{ м};$$

$$D_{\text{Г Н}} = D_{\text{Г ср}} + h_{\text{Г}} = 0.665 + 0.047 = 0.712 \text{ м};$$

$$D_{\text{Г ВН}} = D_{\text{Г ср}} - h_{\text{Г}} = 0.665 - 0.047 = 0.618 \text{ м};$$

е) на входе в турбину низкого давления при постоянном внутреннем диаметре:

$$D_{\text{У ВН}} = D_{\text{Г ВН}} = 0.618 \text{ м}; D_{\text{У Н}} = \sqrt{D_{\text{У ВН}}^2 + \frac{4F_{\text{У}}}{\pi}} = \sqrt{0.618^2 + \frac{4 \cdot 0.1751}{3.14}} = 0.778 \text{ м};$$

$$D_{\text{У ср}} = 0.5(D_{\text{У Н}} + D_{\text{У ВН}}) = 0.5 \cdot (0.778 + 0.618) = 0.698 \text{ м};$$

$$h_{\text{У}} = 0.5(D_{\text{У Н}} - D_{\text{У ВН}}) = 0.5 \cdot (0.778 - 0.618) = 0.080 \text{ м}.$$

ж) на выходе из турбины низкого давления:

$$D_{Т ВН} = D_{Г ВН} = 0.618 \text{ м}; D_{Т Н} = \sqrt{D_{Т ВН}^2 + \frac{4F_{Т}}{\pi}} = \sqrt{0.618^2 + \frac{4 \cdot 0.3154}{3.14}} = 0.885 \text{ м};$$

$$D_{Т ср} = 0.5(D_{Т Н} + D_{Т ВН}) = 0.5 \cdot (0.885 + 0.618) = 0.752 \text{ м};$$

$$h_{Т} = 0.5(D_{Т Н} - D_{Т ВН}) = 0.5 \cdot (0.885 - 0.618) = 0.134 \text{ м}.$$

з) на входе в камеру смешения:

$$D_1 = \sqrt{\frac{4F_1}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.4339}{3.14}} = 0.743 \text{ м}; D_2 = \sqrt{D_1^2 + \frac{4F_2}{\pi}} = \sqrt{0.743^2 + \frac{4 \cdot 0.6853}{3.14}} = 1.194 \text{ м};$$

и) на выходе из камеры смешения:

$$D_{см} = \sqrt{\frac{4F_{см}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1.107286}{3.14}} = 1.188 \text{ м};$$

к) в обресе сопла:

$$D_c = \sqrt{\frac{4F_c}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.7038}{3.14}} = 0.947 \text{ м}.$$

22. Окружная скорость на среднем диаметре:

а) турбины высокого давления

$$u_y = \sqrt{\frac{L_{ТВД}}{\mu z_{ТВД}}} = \sqrt{\frac{412208}{1.35 \cdot 2}} = 390 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

где $\mu = 1.3 \dots 1.4$ - коэффициент нагрузки ступени; $z_{ТВД} = 2$ - количество ступеней турбины высокого давления.

б) турбины низкого давления

$$u_T = \sqrt{\frac{L_{ТНД}}{\mu z_{ТНД}}} = \sqrt{\frac{253184}{1.35 \cdot 4}} = 216 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Производится проверка найденных значений u_y и u_T . С этой целью рассчитываются окружные скорости по концам рабочих лопаток вентилятора и компрессора:

$$u_{В Н} = u_T \frac{D_{В Н}}{D_{Т ср}} = 216 \cdot \frac{1.422}{0.752} = 408.4 \frac{\text{м}}{\text{с}}; u_{Х Н} = u_y \frac{D_{Х Н}}{D_{у ср}} = 390 \cdot \frac{0.665}{0.698} = 372 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Рекомендуется иметь $u_{В Н} \leq 450 \dots 500 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

23. Количество ступеней компрессоров НД и ВД:

$$z_{кНД} = \frac{L_{кНД}}{\mu u_{В Н}^2} = \frac{75166}{0.25 \cdot 408.4^2} = 2; z_{кВД} = \frac{L_{кВД}}{\mu u_{Х Н}^2} = \frac{394484}{0.28 \cdot 372^2} = 10,$$

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

24. Частота вращения роторов низкого и высокого давления:

$$n_{\text{нд}} = \frac{60u_{\text{вн}}}{\pi D_{\text{вн}}} = \frac{60 \cdot 408.4}{3.14 \cdot 1.422} = 5490 \frac{\text{об}}{\text{мин}}; n_{\text{вд}} = \frac{60u_{\text{хн}}}{\pi D_{\text{хн}}} = \frac{60 \cdot 372}{3.14 \cdot 0.665} = 10690 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$$

25. Определяется приблизительно температура материала лопаток последней ступени турбины:

а) высокого давления

$$T_{\text{л вд}} \approx 0.95 \left(T_y^* + \frac{u_y^2 c_p}{2c_{pg}} \right) = 0.95 \cdot \left(1094.2 + \frac{390^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 1101.8 \text{ K};$$

б) низкого давления

$$T_{\text{л нд}} \approx 0.95 \left(T_m^* + \frac{u_m^2 c_p}{2c_{pg}} \right) = 0.95 \cdot \left(860 + \frac{216^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 836.1 \text{ K}.$$

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

а) низкого давления

$$\sigma_{\text{р нд}} = 2\pi r_{\text{л нд}} \left(\frac{n_{\text{нд}}}{60} \right)^2 F_T \Phi = \\ = 2 \cdot 3.14 \cdot 8200 \cdot \left(\frac{5490}{60} \right)^2 \cdot 0.3154 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 74.8 \text{ МПа},$$

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

ЭИ437Б (рис.1.6 [1]); $\Phi = 0.5 \dots 0.6$ – коэффициент, учитывающий уменьшение напряжения растяжения из-за изменения толщины профилей лопатки по высоте.

б) высокого давления

$$\sigma_{\text{р вд}} = 2\pi r_{\text{л вд}} \left(\frac{n_{\text{вд}}}{60} \right)^2 F_y \Phi = \\ = 2 \cdot 3.14 \cdot 8250 \cdot \left(\frac{10690}{60} \right)^2 \cdot 0.1751 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 158.4 \text{ МПа},$$

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

ЖС6-К (см. рис.1.6 [1]).

27. Задаем назначенным ресурсом двигателя 20000 часов. В течение назначенного ресурса двигатель работает на взлетном режиме приблизительно 2...5 %, то есть 400...1000 часов. Отсюда находим параметр Ларсена – Миллера по формуле:

а) для лопаток турбины высокого давления

$$P_{\text{вд}} = T_{\text{л вд}} (20 + \lg \tau) = 1101.8 \cdot (20 + \lg 1000) = 25341;$$

б) для лопаток турбины низкого давления

$$P_{\text{нд}} = T_{\text{л нд}}(20 + \lg \tau) = 836.1 \cdot (20 + \lg 1250) = 192303.$$

По графику на рис.1.6 [1] по значению параметра Ларсена - Миллера находим для соответствующего материала допускаемое напряжение длительной прочности:

а) для лопаток турбины высокого давления $\sigma_{\tau \text{ВД}}^t = 360$ МПа;

б) для лопаток турбины низкого давления $\sigma_{\tau \text{нд}}^t = 620$ МПа.

Таким образом запас прочности составляет:

а) для лопаток турбины высокого давления

$$K_{\sigma \text{ВД}} = \frac{\sigma_{\tau \text{ВД}}^t}{\sigma_{\text{рВД}}} = \frac{360}{158.4} = 2.27;$$

б) для лопаток турбины низкого давления

$$K_{\sigma \text{нд}} = \frac{\sigma_{\tau \text{нд}}^t}{\sigma_{\text{рнд}}} = \frac{620}{74.8} = 8.2.$$

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

3. Двухконтурный ТРД с форсажной камерой

Рассматривается двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков воздуха и газа за турбиной, с форсажной камерой и общим выходным соплом (рис.3.1). ТРДД с форсажными камерами (ТРДДФ) применяются на сверхзвуковых воздушных судах для повышения экономичности при полете с дозвуковой скоростью (при наборе высоты полета и при заходе на посадку форсажная камера может быть выключена), а также для расширения диапазона изменения характеристик двигателя.

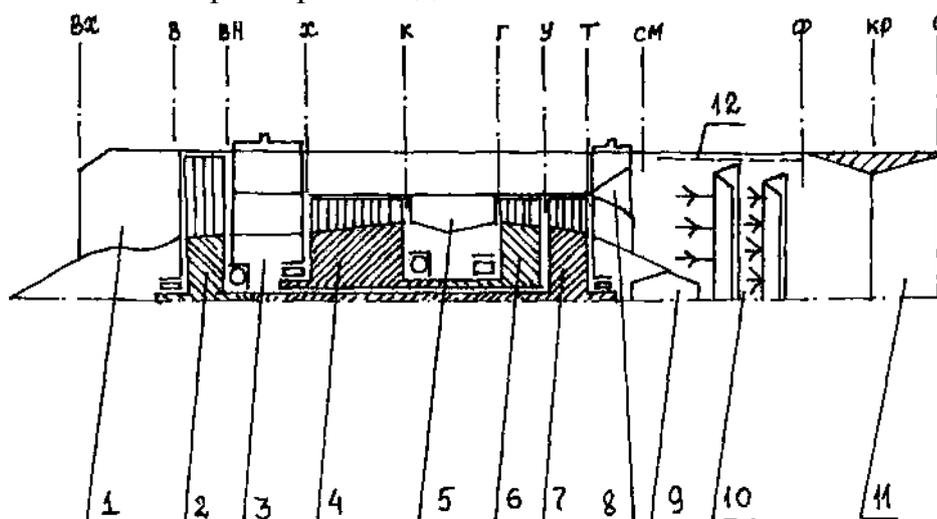


Рис.3.1. Схема двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков воздуха и газа за турбиной, форсажной камерой и общим выходным соплом:

1 - входное устройство; 2 - компрессор низкого давления;
 3 - разделительный корпус; 4 - компрессор высокого давления; 5 - камера сгорания; 6 - турбина высокого давления; 7 - турбина низкого давления;
 8 - смеситель (камера смешения); 9 - воспламенитель (форкамера);
 10 - форсажная камера; 11 - выходное сопло; 12 - антивибрационный экран;
 13 - эжектор;

вх, в, вн, х, к, г, у, т, см, ф, кр, с - обозначения контрольных сечений газозвоздушного тракта двигателя

Пример расчета ТРДДФ:

Исходные данные: тяга двигателя $P_{\phi} = 100$ кН; общая степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{k\Sigma}^* = 20$; температура газа перед турбиной $T_{\Gamma}^* = 1450$ К; степень двухконтурности $m = 0.4$; температура газа на выходе из форсажной камеры $T_{\phi}^* = 1900$ К; прототип-двигатель НК-8-2У.

Двухконтурный ТРД НК-8-2У (Генеральный конструктор Кузнецов Н.Д.) устанавливается на пассажирские самолеты Ту-154 (Первый полет в 1968 году; начало серийного производства - 1969г.; взлетная масса 98 т; масса пустого самолета 52 т; максимальная коммерческая нагрузка 18 т; дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке 3300 км; крейсерская скорость полета 850 км/ч; высота крейсерского полета 11 км; число пассажиров 164-180 чел; запас топлива на борту 39.75 т; силовая установка состоит из 3 ТРДД). При создании двигателей семейства НК (НК-8, НК-8-2, НК-8-2У, НК-8-4, НК-144, НК-93) был реализован ряд технических решений, обеспечивающих высокую экономичность при выбранных параметрах рабочего процесса (благодаря тщательной отработке гидравлических качеств узлов двигателей), малую удельную массу (благодаря умеренной степени повышения давления в компрессоре, простоте конструкции двигателя с малым числом опор, широкому применению титановых сплавов), высокую надежность (благодаря умеренной температуре газа перед турбиной, применению камеры сгорания оригинальной конструкции, обеспечивающей высокую равномерность температурного поля перед турбиной, демпфированию роторов двигателя на всех трех опорах, демпфированию трубопроводов, широкому применению новых высокоэффективных методов упрочения деталей) , высокие эксплуатационные качества (низкий уровень шума на взлете, отсутствие дымления на выпуске, надежный запуск на рабочем топливе до высоты полета 10 км, легкий доступ ко всем агрегатам двигателя при обслуживании в эксплуатации). Было создано высокоэффективное и надежное реверсивное устройство, позволяющее значительно сократить пробег самолета при посадке и обеспечить эффективное торможение в случае прерванного взлета. В отечественной авиации реверсивное устройство было впервые установлено на двигателях семейства НК-8.

ОКБ был разработан и внедрен в эксплуатацию ТРДДФ тягой 196 кН для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. Двигатель НК-144 двухконтурный, двухкаскадный, с осевым 12-ступенчатым компрессором, кольцевой многофорсуночной камерой сгорания, 3-ступенчатой турбиной, форсажной камерой, кольцевой форкамерой наружного контура, кольцевыми стабилизаторами внутреннего контура, двумя системами запуска и регулируемым реактивным соплом.

Основные данные двигателя НК-8-2У: взлетная тяга 103 кН; общая степень повышения давления $\pi_{k\Sigma}^* = 10.8$; температура газа перед турбиной $T_{\Gamma}^* = 1190$ К; степень двухконтурности $m = 1.049$; расход воздуха $G_B = 228$ кг/с; удельный расход топлива на взлетном режиме $C_{уд} = 0.0591$ кг/(Н.ч); удельный расход топлива на крейсерском режиме $C_{удкр} = 0.0774$ кг/(Н.ч) на $H = 11$ км, $M_n = 0.8$; масса двигателя с реверсивным устройством 2350 кг; наибольший диаметр

1.442 м; длина двигателя 5.101 м; компрессор НД 4-х ступенчатый, в том числе две ступени вентиляторные, остальные подпорные; компрессор ВД 6-ступенчатый; кольцевая многофорсуночная камера сгорания 139 шт; турбина 3-ступенчатая, первая ступень приводит во вращение компрессор ВД, остальные две ступени вращают компрессор НД; камера смешения; общее выходное сопло суживающегося типа.

Порядок расчета ТРДДФ:

1. Параметры воздушного потока на входе в двигатель (сечение «Н – Н») и на выходе из воздухозаборника (сечение «В – В») рассчитываются так же, как и при расчете ТРДД (см. п.1 алгоритма расчета ТРДД).

2. Потребная степень повышения давления воздуха в наружном контуре $\pi_{ВН}^*$ находится также, как в ТРДДсм (см. п.2 алгоритма расчета ТРДДсм):

$$\begin{aligned} \pi_{ВН}^* &= 0.512 \cdot 10^{-5} B^2 + 0.50734 \cdot 10^{-3} B + 0.962 = \\ &= 0.512 \cdot 10^{-5} \cdot 535.89002^2 + 0.50734 \cdot 10^{-3} \cdot 535.89002 + 0.962 = \\ &= 1.4703519 + 1.04323 + 0.962 = 3.47, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{где } B &= 13.145619m + 0.267787T_{\Gamma}^* - 30.40434\pi_{\kappa\Sigma}^* + 4.589732m^2 - \\ &- 9.225287 \cdot 10^{-2} mT_{\Gamma}^* + 3.39048 \cdot 10^{-2} T_{\Gamma}^* \pi_{\kappa\Sigma}^* - 9.9853907 \cdot 10^{-6} T_{\Gamma}^{*2} \pi_{\kappa\Sigma}^* - \\ &- 0.1185309m^3 + 2.454071 \cdot 10^{-5} T_{\Gamma}^{*2} m + 0.1067753m\pi_{\kappa\Sigma}^* + 218.34 = \\ &= 13.145619 \cdot 0.4 + 0.267787 \cdot 1450 - 30.40434 \cdot 20 + 4.589732 \cdot 0.4^2 - \\ &- 9.225287 \cdot 10^{-2} \cdot 0.4 \cdot 1450 + 3.39048 \cdot 10^{-2} \cdot 1450 \cdot 20 - \\ &- 9.9853907 \cdot 10^{-6} \cdot 1450^2 \cdot 20 - 0.1185309 \cdot 0.4^3 + \\ &+ 2.454071 \cdot 10^{-5} \cdot 1450^2 \cdot 0.4 + 0.1067753 \cdot 0.4 \cdot 20 + 218.34 = 5.2582476 + 388.29115 - \\ &- 608.0868 + 0.73435712 - 53.510046 + 983.2392 - 419.8856789 - 0.0075859776 + \\ &+ 20.638737 + 0.8542024 + 218.34 = 535.89002 \end{aligned}$$

3. Распределение общей степени повышения давления воздуха по каскадам компрессора производится по рекомендациям, изложенным в расчете ТРДД (см. п.4 алгоритма ТРДД). Используя данные схемы двигателя

$$\text{НК*}-2У, \text{ принимаем: } \pi_{\text{кнд}}^* = \pi_{\text{вн}}^* = 3.47; \pi_{\text{квд}}^* = \frac{\pi_{\kappa\Sigma}^*}{\pi_{\text{кнд}}^*} = \frac{20}{3.47} = 5.76.$$

4. Работа сжатия и параметры воздушного потока за компрессором низкого давления (за вентилятором) с уточненным значением

$\pi_{\text{ВН}}^* = 3.42$; $\pi_{\text{КВД}}^* = 5.848$. Алгоритм расчёта ТРДДФ совпадает с таковым для ТРДДсм:

$$a) L_{\text{ВН}} = c_{\text{рв}} T_{\text{В}}^* (\pi_{\text{ВН}}^{*\kappa} - 1) / \eta_{\text{ВН}}^* =$$

$$= 1004.5 \cdot 288.15 \cdot (3.42^{1.4} - 1) / 0.87 = 140049 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$б) T_{\text{ВН}}^* = T_{\text{В}}^* + \frac{L_{\text{ВН}}}{c_{\text{рв}}} = 288.15 + \frac{140049}{1004.5} = 427.6 \text{ К};$$

$$в) p_{\text{ВН}}^* = p_{\text{В}}^* \pi_{\text{ВН}}^* = 0.998 \cdot 10^5 \cdot 3.42 = 3.4132 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

Значение адиабатического КПД $\eta_{\text{ВН}}^*$ принимается в соответствии с рекомендациями, изложенными в алгоритме расчёта ТРДД.

5. Параметры воздушного потока на входе в компрессор ВД:

$$T_{\text{Х}}^* = T_{\text{ВН}}^* = 427.6 \text{ К}; p_{\text{Х}}^* = p_{\text{ВН}}^* \sigma_{\text{пер}} = 3.4132 \cdot 10^5 \cdot 0.99 = 3.3790 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

6. Работа сжатия и параметры воздуха за компрессором ВД:

$$a) L_{\text{КВД}} = c_{\text{рв}} T_{\text{Х}}^* (\pi_{\text{КВД}}^{*\kappa} - 1) / \eta_{\text{КВД}}^* =$$

$$= 1004.5 \cdot 427.6 \cdot (5.848^{1.4} - 1) / 0.86 = 327798 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$б) T_{\text{К}}^* = T_{\text{Х}}^* + \frac{L_{\text{КВД}}}{c_{\text{рв}}} = 427.6 + \frac{327798}{1004.5} = 753.9 \text{ К};$$

$$в) p_{\text{К}}^* = p_{\text{Х}}^* \pi_{\text{КВД}}^* = 3.3790 \cdot 10^5 \cdot 5.848 = 19.7603 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

7. Рассчитываются основные параметры камеры сгорания:

$$a) c_{\text{П}} = 0.9 + 10^{-4} (2T_{\text{Г}}^* + T_{\text{К}}^*) = 0.9 + 2 \cdot (2 \cdot 1450 + 753.9) = 1.2654 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$б) q_{\text{ВН}} = c_{\text{П}} (T_{\text{Г}}^* - T_{\text{К}}^*) = 1.2656 \cdot (1450 - 753.9) = 880.838 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};$$

$$в) g_{\text{Г}} = \frac{q_{\text{ВН}}}{H_u \eta_{\text{Г}}} = \frac{880.838}{43100 \cdot 0.985} = 0.02075;$$

$$г) \alpha_{\Sigma} = \frac{1}{g_{\text{Г}} l_o} = \frac{1}{0.02075 \cdot 14.94} = 3.225;$$

$$д) p_{\text{Г}}^* = p_{\text{К}}^* \sigma_{\text{КС}} = 19.7603 \cdot 10^5 \cdot 0.96 = 18.9699 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

$$е) R_{\text{Г}} = R_{\text{В}} \frac{1 + 1.0862 g_{\text{Г}}}{1 + g_{\text{Г}}} = 287 \cdot \frac{1 + 1.0862 \cdot 0.02075}{1 + 0.02075} = 287.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

8. Рассчитываются работа расширения и параметры газа за турбиной высокого давления:

$$a) g_{\Gamma} = (1 + g_{\Gamma})(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) = (1 + 0.02075) \cdot (1 - 0.05 - 0.01) = 0.9595;$$

$$б) L_{\text{ТВД}} = \frac{L_{\text{КВД}}}{g_{\Gamma} \eta_{\text{М}}} = \frac{327798}{0.9595 \cdot 0.9975} = 342490 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$в) L_{\text{ТВД}} = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{ТВД}}^*}\right) \eta_{\text{ТВД}}^* \cdot 342490 =$$

$$= \frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.5 \cdot 1450 \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{ТВД}}^*}\right) \cdot 0.91; \pi_{\text{ТВД}}^* = 2.779;$$

$$г) T_{\text{у}}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\text{ТВД}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}} = 1450 - \frac{342490}{\frac{1.33}{1.33 - 1} \cdot 287.5} = 1154.4 \text{ К};$$

$$д) c_{\text{рв охл}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{к}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 753.9 = 1.1262 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{\text{рГ}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{у}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1154.4 = 1.2463 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$е) a = \frac{c_{\text{рГ}} g_{\Gamma} T_{\text{у}}^* + c_{\text{рв охл}} g_{\text{охл}} T_{\text{к}}^*}{g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}} = \frac{1.2463 \cdot 0.9595 \cdot 1154.4 + 1.1262 \cdot 0.05 \cdot 753.9}{0.9595 + 0.05} = 1409.54;$$

$$ж) T_{\text{уу}}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} a} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 1409.54} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 1136.0 \text{ К};$$

$$з) c_{\text{р см}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{уу}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1136.0 = 1.2408 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$и) p_{\text{у}}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{\text{ТВД}}^*} = \frac{18.9699 \cdot 10^5}{2.779} = 6.8262 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

9. Определяются работа расширения и параметры газа за турбиной низкого давления:

$$а) L_{\text{ТНД}} = \frac{L_{\text{вн}}(m+1)}{g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}} = \frac{140049 \cdot (0.4+1)}{0.9595 + 0.05} = 194223 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

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

$$\pi_{\text{ТНД}}^* = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}$$

$$194223 = \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1136.0 \cdot \left(1 - \frac{1}{1.33-1}\right) \cdot 0.925; \pi_{\text{ТНД}}^* = 2.0145;$$

$$\pi_{\text{ТНД}}^* = \frac{1.33}{\kappa_{\Gamma}-1}$$

$$в) T_{\Gamma}^* = T_{\text{УУ}}^* - \frac{L_{\text{ТНД}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma}} = 1136.0 - \frac{194223}{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 968.4 \text{ K};$$

$$г) p_{\Gamma}^* = \frac{p_{\text{УУ}}^*}{\pi_{\text{ТНД}}^*} = \frac{6.8262 \cdot 10^5}{2.0145} = 3.3885 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

Производится проверка равенства полных давлений на входе в камеру смешения: $p_{\Gamma 2}^* = p_{\text{ВН}}^* \sigma_2 = 3.4132 \cdot 10^5 \cdot 0.985 = 3.3620 \cdot 10^5 \text{ Па}$

Если отклонение давления $p_{\Gamma 2}^*$ от p_{Γ}^* окажется более 2...2.5%, то необходимо изменить степень повышения давления в наружном контуре $\pi_{\text{ВН}}^*$ (увеличить при $p_{\Gamma}^* > p_{\Gamma 2}^*$ или уменьшить при $p_{\Gamma}^* < p_{\Gamma 2}^*$).

10. Рассчитываются параметры газового потока на выходе из камеры смешения:

а) Температура заторможенного потока газа:

1. Средние теплоёмкости газа и воздуха на входе в камеру смешения:

$$c_{\text{рГ}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\Gamma}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 968.4 = 1.1905 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{\text{рВ}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{ВН}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 427.6 = 1.0283 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

2. Вспомогательная функция

$$a = \frac{c_{\text{рГ}} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}) T_{\Gamma}^* + c_{\text{рВ}} m T_{\text{ВН}}^*}{g_{\Gamma} + g_{\text{охл}} + m} =$$

$$= \frac{1.1905 \cdot (0.9595 + 0.05) \cdot 968.4 + 1.0283 \cdot 0.4 \cdot 427.6}{0.9595 + 0.05 + 0.4} = 950.488$$

3. Температура торможения

$$T_{\text{см}}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} a} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 950.488} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 827.7 \text{ K}$$

4. Средняя теплоёмкость газа на выходе из камеры смешения

$$c_{p\text{ см}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{см}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 827.7 = 1.483 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

б) давление газа на выходе из камеры смешения (см. расчёт ТРДДсм):

1. Задаётся значение приведенной скорости на входе в камеру смешения:

$$\lambda_{T1} = 0.4.$$

2. Находим приведенную скорость в наружном контуре λ_{T2} :

$$p_T^* \left(1 - \frac{\kappa_\Gamma - 1}{\kappa_\Gamma + 1} \lambda_{T1}^2\right)^{\frac{\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma - 1}} = p_{\text{ВН}}^* \sigma_2 \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda_{T2}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$

$$3.3885 \cdot 10^5 \cdot \left(1 - \frac{1.33 - 1}{1.33 + 1} \cdot 0.4^2\right)^{\frac{1.33}{1.33 - 1}} = 3.4132 \cdot 10^5 \cdot 0.985 \cdot \left(1 - \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \lambda_{T2}^2\right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}};$$

$$\lambda_{T2} = 0.3784.$$

3. Находятся газодинамические функции:

$$q(\lambda_{T1}) = 0.5927; q(\lambda_{T2}) = 0.5619; z(\lambda_{T1}) = 1.45; z(\lambda_{T2}) = 1.5105$$

4. Определяются критические скорости звука:

$$a_{\text{кр}1} = \sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma + 1} R_\Gamma T_T^*}; a_{\text{кр}2} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa + 1} R T_{\text{ВН}}^*}; a_{\text{крсм}} = \sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma + 1} R_\Gamma T_{\text{см}}^*}$$

$$a_{\text{кр}1} = 563.8 \frac{\text{м}}{\text{с}}; a_{\text{кр}2} = 378 \frac{\text{м}}{\text{с}}; a_{\text{крсм}} = 521.2 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

5. Рассчитывается отношение площадей на входе в камеру смешения из выражения для степени двухконтурности:

$$\frac{F_2}{F_1} = \frac{m}{(g_\Gamma + g_{\text{охл}})} \frac{m_\Gamma p_T^* q(\lambda_{T1})}{m_\text{В} p_{\text{ВН}}^* \sigma_2 q(\lambda_{T2})} \sqrt{\frac{T_{\text{ВН}}^*}{T_T^*}} =$$

$$= \frac{0.4 \cdot 0.03966 \cdot 3.3885 \cdot 10^5 \cdot 0.5927}{(0.9595 + 0.05) \cdot 0.0404 \cdot 3.4132 \cdot 10^5 \cdot 0.985 \cdot 0.5619} \sqrt{\frac{426.7}{968.4}} = 0.2745$$

6. Уравнение количества движения:

$$\frac{\kappa_\Gamma + 1}{\kappa_\Gamma} (g_\Gamma + g_{\text{охл}}) a_{\text{кр}1} z(\lambda_1) + \frac{\kappa + 1}{\kappa} m a_{\text{кр}2} z(\lambda_2) =$$

$$= \frac{\kappa_\Gamma + 1}{\kappa_\Gamma} (g_\Gamma + g_{\text{охл}} + m) a_{\text{кр см}} [z(\lambda_{\text{см}}) + \chi \lambda_{\text{см}}],$$

где $\chi = \frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma + 1} \xi \frac{l_{\text{см}}}{D_{\text{см}}}$ - приведенная длина камеры смешения.

В расчётах обычно принимают $\frac{l_{см}}{D_{см}} = 1..2$. Тогда

$$\chi = \frac{2\kappa_{Г}}{\kappa_{Г}+1} \xi \frac{l_{см}}{D_{см}} = \frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 0.02 \cdot 1.5 = 0.0342.$$

7. Находится газодинамическая функция на выходе из камеры смешения из уравнения импульсов:

$$\frac{1.33+1}{1.33} \cdot (0.9595 + 0.05) \cdot 563.8 \cdot 1.45 + \frac{1.4+1}{1.4} \cdot 0.4 \cdot 378 \cdot 1.5105 =$$

$$= \frac{1.33+1}{1.33} \cdot (0.9595 + 0.05 + 0.4) \cdot 521.2 \cdot [z(\lambda_{см}) + 0.0342\lambda_{см}];$$

$$z(\lambda_{см}) + 0.0342\lambda_{см} = 1.4276;$$

$$0.5(\lambda_{см} + \frac{1}{\lambda_{см}}) + 0.0342\lambda_{см} = 1.4276;$$

$$\lambda_{см} = \frac{1.4276 - \sqrt{1.4276^2 - 4 \cdot 0.5 \cdot (0.0342 + 0.5)}}{2 \cdot (0.0342 + 0.5)} = 0.4145; q(\lambda_{см}) = 0.6111.$$

8. Рассчитывается полное давление газа на выходе из камеры смешения:

$$\frac{0.03966 \cdot 3.3885 \cdot 10^5 \cdot 0.5927}{\sqrt{968.4}} \cdot (0.9595 + 0.05) +$$

$$+ \frac{0.0404 \cdot 3.4132 \cdot 10^5 \cdot 0.985 \cdot 0.2745 \cdot 0.5619}{\sqrt{426.7}} =$$

$$= \frac{0.03966 \cdot p_{см}^* \cdot (1 + 0.2745) \cdot 0.6111}{\sqrt{827.7}}; p_{см}^* = 3.3512 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

11. Рассчитываются основные параметры форсажной камеры:

$$a) c_{пф} = 0.9 + 10^{-4} (2T_{ф}^* + T_{см}^*) = 0.9 + 2 \cdot (2 \cdot 1900 + 827.7) = 1.3628 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$б) q_{внф} = c_{пф} (T_{ф}^* - T_{см}^*) = 1.3628 \cdot (1900 - 827.7) = 1461.298 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};$$

$$в) g_{тф} = \frac{q_{внф}}{H_u \eta_{тф}} = \frac{1461.298}{43100 \cdot 0.97} = 0.03495;$$

$$г) \alpha_{\Sigma ф} = \frac{1}{g_{тф} l_o} = \frac{1}{0.03495 \cdot 14.94} = 1.9149;$$

$$д) p_{ф}^* = p_{см}^* \sigma_{кф} = 3.3512 \cdot 10^5 \cdot 0.946 = 3.1713 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

12. Определяются основные параметры выходного сопла:

а) Располагаемая степень понижения давления газа:

$$\pi_{ср} = \frac{p_{ф}^*}{p_{н}} = \frac{3.1713 \cdot 10^5}{1.01325 \cdot 10^5} = 3.1298$$

б) Скорость истечения газа из сопла:

$$c_{сф} = \varphi_{рс} \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\phi}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{ср}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}} \right]} =$$

$$= 0.97 \sqrt{\frac{2 \cdot 1.25}{1.25-1} \cdot 288 \cdot 1900 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{3.1298} \right)^{\frac{1.25-1}{1.25}} \right]} = 1024.9 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

13. Удельная тяга и удельный расход топлива при включенной форсажной камере:

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

$$= \frac{1}{0.4+1} (0.0995 + 0.05 + 0.4) \cdot (1 + 0.03495) \cdot 1024.9 = 1067.9 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}};$$

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

$$= \frac{3600 \cdot [0.02075 \cdot (1 - 0.05 - 0.01) + 0.03495 \cdot (0.4 + 0.9595 + 0.05)]}{1067.9 \cdot (0.4+1)} = 0.1704 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}.$$

14. Расход воздуха через двигатель и его распределение по контурам:

$$G_{\text{в}} = \frac{P}{P_{уд}} = \frac{100000}{1067.9} = 93.6 \frac{\text{кг}}{\text{с}}; G_{\text{в}1} = \frac{G_{\text{в}}}{m+1} = \frac{93.6}{0.4+1} = 66.9 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$$

$$G_{\text{в}2} = m G_{\text{в}1} = 0.4 \cdot 66.9 = 26.7 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

15. Часовой расход топлива: $G_{\text{тч}} = P C_{уд} = 100000 \cdot 0.1704 = 17040 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}.$

16. Рассчитываются отборы воздуха и механической энергии:

$$G_{\text{отб}} = g_{\text{отб}} G_{\text{в}1} = 0.01 \cdot 66.9 = 0.67 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$$

$$N_{\text{отб}} = (1 - \eta_{\text{м}}) L_{\text{твд}} G_{\text{в}1} g_{\Gamma} = (1 - 0.9975) \cdot 342490 \cdot 66.9 \cdot 0.9595 \cdot 10^{-3} = 55 \text{ кВт}$$

Как уже отмечалось, двигатель НК8-2У устанавливается на различных летательных аппаратах, в том числе, на воздушных судах дальних магистральных линий (количество пассажиров 186). Согласно нормам ИКАО по жизнеобеспечению пассажиров необходим $G_{\text{отб}} = 1.8 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. То есть, отбор воздуха для питания системы кондиционирования необходимо осуществить от трех двигателей.

На двигателе НК8-2У установлен генератор постоянного тока мощностью

40 кВт. Принимая КПД преобразования механической энергии в электрическую $\eta_{\text{ГЕН}} = 0.85 \dots 0.9$, находим потребную механическую энергию для вращения электрогенератора $N_{\text{ГЕН}} = 47$ кВт. Иначе говоря, необходимо изменить ранее принятое значение $\eta_{\text{М}}$ (увеличить его) и повторить расчёт.

17. Определяются технико-экономические показатели ТРДДФ при выключенной форсажной камере (принимается регулируемое выходное сопло):

а) скорость истечения газа из сопла

$$c_c = \varphi_{\text{рс}} \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\text{см}}^* \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_{\text{см}}^*} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}} \right]} =$$

$$= 0.97 \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 827.7 \cdot \left[1 - \left(\frac{1.01325}{3.3917} \right)^{\frac{1.33-1}{1.33}} \right]} = 683.7 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

б) удельная тяга и удельный расход топлива

$$P_{\text{уд}} = \frac{1}{m+1} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}} + m) c_c - V =$$

$$= \frac{1}{0.4+1} (0.9595 + 0.05 + 0.4) \cdot 683.7 = 688.3 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}};$$

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

$$= \frac{3600 \cdot [0.02075 \cdot (1 - 0.05 - 0.01)]}{688.3 \cdot (0.4+1)} = 0.0728 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}.$$

в) тяга двигателя

$$P = G_{\text{В}} P_{\text{уд}} = 93.6 \cdot 688.3 = 64425 \text{ Н}$$

г) коэффициент форсирования

$$K_{\phi} = \frac{P_{\phi}}{P} = \frac{100000}{64425} = 1.55$$

д) степень ухудшения экономичности при включении форсажной камеры

$$K_{\text{суд}} = \frac{C_{\text{уд}\phi}}{C_{\text{уд}}} = \frac{0.1704}{0.0728} = 2.34$$

18. Определяются мощности основных элементов двигателя:

а) вентилятор

$$N_{\text{В}} = L_{\text{ВН}} G_{\text{В}} = 140049 \cdot 93.6 \cdot 10^{-3} = 13108 \text{ кВт};$$

б) компрессор

$$N_{\text{К}} = L_{\text{КВД}} G_{\text{В1}} = 327798 \cdot 66.9 \cdot 10^{-3} = 21929 \text{ кВт};$$

в) турбина компрессора

$$N_{\text{ТВД}} = L_{\text{ТВД}} G_{\text{В1}} g_{\text{с}} = 342490 \cdot 66.9 \cdot 0.9595 \cdot 10^{-3} = 21984 \text{ кВт};$$

г) турбина вентилятора

$$N_{\text{ТВД}} = L_{\text{ТВД}} G_{\text{В1}} (g_{\text{с}} + g_{\text{охл}}) = 194223 \cdot 66.9 \cdot (0.9595 + 0.05) \cdot 10^{-3} = 13108 \text{ кВт}.$$

19. Переходим к определению геометрии газоздушного тракта проектируемого двигателя (см. алгоритм расчёта ТРДД). С этой целью задаёмся значением осевой скорости в контрольных сечениях проточной части двигателя, в том числе:

а) на входе в компрессор низкого давления: $c_{\text{В}} = 180 \frac{\text{м}}{\text{с}}$;

б) на выходе из КНД: $c_{\text{ВН}} = 150 \frac{\text{м}}{\text{с}}$;

в) на входе в компрессор высокого давления: $c_{\text{Х}} = 155 \frac{\text{м}}{\text{с}}$;

г) на выходе из компрессора ВД: $c_{\text{К}} = 110 \frac{\text{м}}{\text{с}}$;

д) на входе в турбину высокого давления: $c_{\text{Г}} = 150 \frac{\text{м}}{\text{с}}$;

е) на выходе из турбины ВД: $c_{\text{У}} = 250 \frac{\text{м}}{\text{с}}$;

ж) на выходе из турбины низкого давления: $c_{\text{Т}} = 320 \frac{\text{м}}{\text{с}}$;

з) на входе в камеру смешения во внутреннем и наружном контурах:

$$c_{\text{Т1}} = \lambda_{\text{Т1}} \sqrt{\frac{2\kappa_{\text{Г}}}{\kappa_{\text{Г}} + 1} R_{\text{Г}} T_{\text{Г}}^*} = 0.4 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 968.4}{1.33 + 1}} = 225.5 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$c_{\text{Т2}} = \lambda_{\text{Т2}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa + 1} R T_{\text{ВН}}^*} = 0.3784 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.4 \cdot 287 \cdot 427.6}{1.4 + 1}} = 143.2 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

и) на выходе из камеры смешения:

$$c_{\text{СМ}} = \lambda_{\text{СМ}} \sqrt{\frac{2\kappa_{\text{Г}}}{\kappa_{\text{Г}} + 1} R_{\text{Г}} T_{\text{СМ}}^*} = 0.4087 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 827.7}{1.33 + 1}} = 213.0 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

к) на выходе из форсажной камеры: $c_{\text{Ф}} = 250 \frac{\text{м}}{\text{с}}$;

л) в критическом сечении сопла при включенной форсажной камере:

$$c_{\text{кр } \phi} \approx \sqrt{\frac{2\kappa_{\text{Г}}}{\kappa_{\text{Г}} + 1} R_{\text{Г}} T_{\text{Ф}}^*} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1.25 \cdot 288 \cdot 1900}{1.25 + 1}} = 779.7 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

То же при выключенной форсажной камере:

$$c_{кр} = \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{см}^*} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 827.7}{1.33+1}} = 521.2 \frac{м}{с};$$

м) в обресе сопла при включенной форсажной камере: $c_{сф} = 1024.9 \frac{м}{с}$;

То же при выключенной форсажной камере: $c_c = 683.7 \frac{м}{с}$;

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

$$а) \quad \lambda_B = \frac{c_B}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_B^*}} = \frac{180}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 288.15}} = 0.579; q(\lambda_B) = 0.7915;$$

$$б) \quad \lambda_{BH} = \frac{c_{BH}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_{BH}^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 427.6}} = 0.3964; q(\lambda_{BH}) = 0.5851;$$

$$в) \quad \lambda_X = \frac{c_X}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_X^*}} = \frac{155}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 427.6}} = 0.4096; q(\lambda_X) = 0.6019;$$

$$г) \quad \lambda_K = \frac{c_K}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_K^*}} = \frac{110}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 753.9}} = 0.219; q(\lambda_K) = 0.3381;$$

$$д) \quad \lambda_{\Gamma} = \frac{c_{\Gamma}}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1450}} = 0.217; q(\lambda_{\Gamma}) = 0.3384;$$

$$е) \quad \lambda_y = \frac{c_y}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{yy}^*}} = \frac{250}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1136.0}} = 0.4094; q(\lambda_y) = 0.60467;$$

$$ж) \quad \lambda_T = \frac{c_T}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_T^*}} = \frac{320}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 968.4}} = 0.5675; q(\lambda_T) = 0.7826;$$

$$з) \quad \lambda_{T1} = 0.4; q(\lambda_{T1}) = 0.5927; \lambda_{T2} = 0.3784; q(\lambda_{T2}) = 0.5619;$$

$$и) \quad \lambda_{см} = 0.4087; q(\lambda_{см}) = 0.6038;$$

$$к) \quad \lambda_{\phi} = 1.000; q(\lambda_{\phi}) = 1.000;$$

$$\lambda_{\text{сф}} = \frac{c_{\text{сф}}}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma} R_{\Gamma} T_{\text{ф}}^*}{\kappa_{\Gamma} + 1}}} = \frac{1024.9}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.25 \cdot 288 \cdot 1900}{1.25 + 1}}} = 1.3144; y(\lambda_{\text{сф}}) = 2.6056;$$

$$\lambda_{\text{с}} = \frac{c_{\text{с}}}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma} R_{\Gamma} T_{\text{см}}^*}{\kappa_{\Gamma} + 1}}} = \frac{683.7}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33 \cdot 287.5 \cdot 827.7}{1.33 + 1}}} = 1.3117; y(\lambda_{\text{с}}) = 2.75498$$

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

$$\text{а) } F_{\text{В}} = \frac{G_{\text{В}} \sqrt{T_{\text{В}}^*}}{m_{\text{В}} p_{\text{В}}^* q(\lambda_{\text{В}})} = \frac{93.6 \cdot \sqrt{288.15}}{0.0404 \cdot 0.998 \cdot 10^5 \cdot 0.7915} = 0.4974 \text{ м}^2;$$

$$\text{б) } F_{\text{ВН}} = \frac{G_{\text{В}} \sqrt{T_{\text{ВН}}^*}}{m_{\text{В}} p_{\text{ВН}}^* q(\lambda_{\text{ВН}})} = \frac{93.6 \cdot \sqrt{427.6}}{0.0404 \cdot 3.4132 \cdot 10^5 \cdot 0.5851} = 0.2399 \text{ м}^2;$$

$$\text{в) } F_{\text{Х}} = \frac{G_{\text{В1}} \sqrt{T_{\text{Х}}^*}}{m_{\text{В}} p_{\text{Х}}^* q(\lambda_{\text{Х}})} = \frac{66.9 \cdot \sqrt{427.6}}{0.0404 \cdot 3.3790 \cdot 10^5 \cdot 0.6019} = 0.16836 \text{ м}^2;$$

$$\text{г) } F_{\text{К}} = \frac{G_{\text{В1}} \sqrt{T_{\text{К}}^*}}{m_{\text{В}} p_{\text{К}}^* q(\lambda_{\text{К}})} = \frac{66.9 \cdot \sqrt{753.9}}{0.0404 \cdot 19.7603 \cdot 10^5 \cdot 0.3381} = 0.06805 \text{ м}^2;$$

$$\text{д) } F_{\text{Г}} = \frac{G_{\text{В1}} g_{\text{Г}} \sqrt{T_{\text{Г}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{Г}}^* q(\lambda_{\text{Г}})} = \frac{66.9 \cdot 0.9595 \cdot \sqrt{1450}}{0.03966 \cdot 18.9699 \cdot 10^5 \cdot 0.3384} = 0.096 \text{ м}^2;$$

$$\text{е) } F_{\text{У}} = \frac{G_{\text{В1}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{ОХЛ}}) \sqrt{T_{\text{У}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{У}}^* q(\lambda_{\text{У}})} = \frac{66.9 \cdot (0.9595 + 0.05) \cdot \sqrt{1136.0}}{0.03966 \cdot 6.8262 \cdot 10^5 \cdot 0.60467} = 0.13905 \text{ м}^2;$$

$$\text{ж) } F_{\text{Т}} = \frac{G_{\text{В1}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{ОХЛ}}) \sqrt{T_{\text{Т}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{Т}}^* q(\lambda_{\text{Т}})} = \frac{66.9 \cdot (0.9594 + 0.05) \cdot \sqrt{968.4}}{0.03966 \cdot 3.3885 \cdot 10^5 \cdot 0.7826} = 0.1998 \text{ м}^2;$$

$$\text{з) } F_1 = \frac{G_{\text{В1}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{ОХЛ}}) \sqrt{T_{\text{Т}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{Т}}^* q(\lambda_1)} = \frac{66.9 \cdot (0.9594 + 0.05) \cdot \sqrt{968.4}}{0.03966 \cdot 3.3885 \cdot 10^5 \cdot 0.5927} = 0.2638 \text{ м}^2;$$

$$F_2 = \frac{G_{\text{В2}} \sqrt{T_{\text{ВН}}^*}}{m_{\text{В}} p_{\text{ВН}}^* \sigma_2 q(\lambda_2)} = \frac{26.7 \cdot \sqrt{427.6}}{0.0404 \cdot 3.4132 \cdot 0.985 \cdot 10^5 \cdot 0.5619} = 0.07234 \text{ м}^2;$$

$$\text{и) } F_{\text{СМ}} = \frac{G_{\text{В1}} (g_{\text{Г}} + g_{\text{ОТб}} + m) \sqrt{T_{\text{СМ}}^*}}{m_{\text{Г}} p_{\text{СМ}}^* q(\lambda_{\text{СМ}})} = \frac{66.9 \cdot (0.9594 + 0.05 + 0.4) \cdot \sqrt{827.7}}{0.03966 \cdot 3.3917 \cdot 10^5 \cdot 0.6038} = 0.334 \text{ м}^2;$$

$$к) F_{\Phi} = \frac{G_{B1}(g_{\Gamma} + g_{OT\bar{6}} + m)\sqrt{T_{CM}^*}}{m_{\Gamma} p_{CM}^* q(\lambda_{CM})} = \frac{66.9 \cdot (0.9594 + 0.05 + 0.4) \cdot \sqrt{827.7}}{0.03966 \cdot 3.3917 \cdot 10^5 \cdot 0.6038} = 0.334 \text{ м}^2;$$

$$F_{CM} = \frac{G_{B1}(g_{\Gamma} + g_{OT\bar{6}} + m)\sqrt{T_{CM}^*}}{m_{\Gamma} p_{CM}^* q(\lambda_{CM})} = \frac{66.9 \cdot (0.9594 + 0.05 + 0.4) \cdot \sqrt{827.7}}{0.03966 \cdot 3.3917 \cdot 10^5 \cdot 0.6038} = 0.334 \text{ м}^2;$$

$$к) F_C = \frac{G_{B1}(g_{\Gamma} + g_{OT\bar{6}} + m)\sqrt{T_{CM}^*}}{m_{\Gamma} p_C y(\lambda_C)} = \frac{63.2 \cdot (0.9594 + 0.05 + 2.4) \cdot \sqrt{552.9}}{0.03966 \cdot 1.0734 \cdot 10^5 \cdot 1.8139} = 0.65613 \text{ м}^2;$$

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

а) на входе в компрессор низкого давления:

$$D_{BH} = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-d_B^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1.1415}{3.14 \cdot (1-0.459^2)}} = 1.357 \text{ м};$$

$$D_{B_{BH}} = D_{BH} \bar{d}_B = 1.357 \cdot 0.459 = 0.623 \text{ м};$$

$$D_{B_{cp}} = 0.5(D_{BH} + D_{B_{BH}}) = 0.5 \cdot (1.357 + 0.623) = 0.990 \text{ м};$$

$$h_B = 0.5(D_{BH} - D_{B_{BH}}) = 0.5 \cdot (1.357 - 0.623) = 0.367 \text{ м},$$

где \bar{d}_B - относительный диаметр втулки в данном сечении у двигателя Д-30КУ.

б) на выходе из КНД:

$$D_{BH_{BH}} = D_{BH} \bar{d}_{BH} = 1.291 \cdot 0.628 = 0.811 \text{ м};$$

$$D_{BH_{H}} = \sqrt{\frac{4F_{BH}}{\pi(1-d_{BH}^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.7929}{3.14 \cdot (1-0.628^2)}} = 1.291 \text{ м}$$

$$D_{BH_{cp}} = 0.5(D_{BH_{H}} + D_{BH_{BH}}) = 0.5 \cdot (1.291 + 0.811) = 1.051 \text{ м};$$

$$h_{BH} = 0.5(D_{BH_{H}} - D_{BH_{BH}}) = 0.5 \cdot (1.291 - 0.811) = 0.240 \text{ м},$$

в) на входе в компрессор:

$$D_{XH} = \sqrt{\frac{4F_X}{\pi(1-d_X^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.2293}{3.14 \cdot (1-0.525^2)}} = 0.635 \text{ м};$$

$$D_{X_{BH}} = D_{XH} \bar{d}_X = 0.635 \cdot 0.525 = 0.334 \text{ м};$$

$$D_{X_{cp}} = 0.5(D_{XH} + D_{X_{BH}}) = 0.5 \cdot (0.635 + 0.334) = 0.484 \text{ м};$$

$$h_X = 0.5(D_{XH} - D_{X_{BH}}) = 0.5 \cdot (0.635 - 0.334) = 0.150 \text{ м},$$

г) на выходе из компрессора при постоянном наружном диаметре:

$$D_{KH} = D_{XH} = 0.635 \text{ м};$$

$$D_{KVH} = \sqrt{D_{KH}^2 - \frac{4F_K}{\pi}} = \sqrt{0.635^2 - \frac{4 \cdot 0.06439}{3.14}} = 0.567 \text{ м};$$

$$D_{KCP} = 0.5(D_{KH} + D_{KVH}) = 0.5 \cdot (0.635 + 0.567) = 0.601 \text{ м};$$

$$h_K = 0.5(D_{KH} - D_{KVH}) = 0.5 \cdot (0.635 - 0.567) = 0.034 \text{ м}.$$

д) на входе в турбину высокого давления:

$$D_{TCP} = D_{KH} = 0.635 \text{ м}; h_T = \frac{F_T}{\pi D_{TCP}} = \frac{0.09073}{3.14 \cdot 0.635} = 0.045 \text{ м};$$

$$D_{TH} = D_{TCP} + h_T = 0.635 + 0.045 = 0.680 \text{ м};$$

$$D_{TVH} = D_{TCP} - h_T = 0.635 - 0.045 = 0.590 \text{ м};$$

е) на входе в турбину низкого давления при постоянном внутреннем диаметре:

$$D_{YVH} = D_{TVH} = 0.590 \text{ м}; D_{YH} = \sqrt{D_{YVH}^2 + \frac{4F_Y}{\pi}} = \sqrt{0.590^2 + \frac{4 \cdot 0.1598}{3.14}} = 0.743 \text{ м};$$

$$D_{YCP} = 0.5(D_{YH} + D_{YVH}) = 0.5 \cdot (0.743 + 0.590) = 0.666 \text{ м};$$

$$h_Y = 0.5(D_{YH} - D_{YVH}) = 0.5 \cdot (0.743 - 0.590) = 0.076 \text{ м}.$$

ж) на выходе из турбины низкого давления:

$$D_{TVH} = D_{TVH} = 0.590 \text{ м}; D_{TH} = \sqrt{D_{TVH}^2 + \frac{4F_T}{\pi}} = \sqrt{0.590^2 + \frac{4 \cdot 0.2878}{3.14}} = 0.845 \text{ м};$$

$$D_{TCP} = 0.5(D_{TH} + D_{TVH}) = 0.5 \cdot (0.845 + 0.590) = 0.717 \text{ м};$$

$$h_T = 0.5(D_{TH} - D_{TVH}) = 0.5 \cdot (0.845 - 0.590) = 0.127 \text{ м}.$$

з) на входе в камеру смешения:

$$D_1 = \sqrt{\frac{4F_1}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.3960}{3.14}} = 0.710 \text{ м}; D_2 = \sqrt{D_1^2 + \frac{4F_2}{\pi}} = \sqrt{0.71^2 + \frac{4 \cdot 0.6251}{3.14}} = 1.140 \text{ м};$$

и) на выходе из камеры смешения:

$$D_{CM} = \sqrt{\frac{4F_{CM}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1.010575}{3.14}} = 1.135 \text{ м};$$

к) в обресе сопла:

$$D_C = \sqrt{\frac{4F_C}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.65613}{3.14}} = 0.914 \text{ м}.$$

23. Окружная скорость на среднем диаметре:

а) турбины высокого давления

$$u_y = \sqrt{\frac{L_{ТВД}}{\mu z_{ТВД}}} = \sqrt{\frac{412208}{1.35 \cdot 2}} = 390 \frac{м}{с},$$

где $\mu = 1.3 \dots 1.4$ - коэффициент нагрузки ступени; $z_{ТВД} = 2$ - количество ступеней турбины высокого давления.

б) турбины низкого давления

$$u_T = \sqrt{\frac{L_{ТНД}}{\mu z_{ТНД}}} = \sqrt{\frac{253184}{1.35 \cdot 4}} = 216 \frac{м}{с}$$

Производится проверка найденных значений u_y и u_T . С этой целью рассчитываются окружные скорости по концам рабочих лопаток вентилятора и компрессора:

$$u_{ВН} = u_T \frac{D_{ВН}}{D_{Тср}} = 216 \cdot \frac{1.357}{0.717} = 410 \frac{м}{с}; u_{ХН} = u_y \frac{D_{ХН}}{D_{уср}} = 390 \cdot \frac{0.635}{0.666} = 372 \frac{м}{с}$$

Рекомендуется иметь $u_{ВН} \leq 450 \dots 500 \frac{м}{с}$.

24. Количество ступеней компрессоров НД и ВД:

$$z_{КНД} = \frac{L_{КНД}}{\mu u_{ВН}^2} = \frac{75166}{0.25 \cdot 410^2} = 2; z_{КВД} = \frac{L_{КВД}}{\mu u_{ХН}^2} = \frac{394484}{0.28 \cdot 372^2} = 10,$$

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

25. Частота вращения роторов низкого и высокого давления:

$$n_{НД} = \frac{60 u_{ВН}}{\pi D_{ВН}} = \frac{60 \cdot 410}{3.14 \cdot 1.357} = 5770 \frac{об}{мин}; n_{ВД} = \frac{60 u_{ХН}}{\pi D_{ХН}} = \frac{60 \cdot 372}{3.14 \cdot 0.635} = 11190 \frac{об}{мин}$$

26. Рассчитывается эффективный КПД двигателя:

а) располагаемая энергия топлива

$$q_o = \frac{q_{КС}}{\eta_{Г}} + \frac{q_{ВНФ}}{\eta_{ГФ}} (m + 1) = \frac{880.838}{0.985} + \frac{1461.298}{0.97} (0.4 + 1) = 3003.33 \frac{кДж}{кг};$$

б) эффективная работа, снимаемая с вала турбокомпрессора высокого давления

$$L_e = (1 - \eta_{мех}) L_{ТВД} = (1 - 0.9975) \cdot 342490 = 856 \frac{Дж}{кг};$$

в) работа цикла ГРДДФ

$$L_{Ц} = L_e + \frac{P_{удф} (P_{удф} + 2V)}{2} (m + 1) = 856 + \frac{1067.9 \cdot 1067.9}{2} \cdot (0.4 + 1) = 799143 \frac{Дж}{кг};$$

г) эффективный КПД

$$\eta_{ВН} = \frac{L_{Ц}}{q_o} = \frac{799143}{3003.33 \cdot 10^3} = 0.266.$$

27. Расчет запасов прочности лопаток турбины ВД и НД и предварительный выбор материала производится также как и для ТРДД (см. п.25 – п.27 расчета ТРДД).

4. Двухконтурный ТРД трехвальной схемы

Исходные данные для расчета (рис.4.1); тяга двигателя $P=250$ кН; общая степень повышения давления в двигателе $\pi_{k\Sigma}^*=38$; температура газа перед турбиной $T_T^*=1650$ К; степень двухконтурности $m=6$; прототип двигателя - ТРДД Д-36.

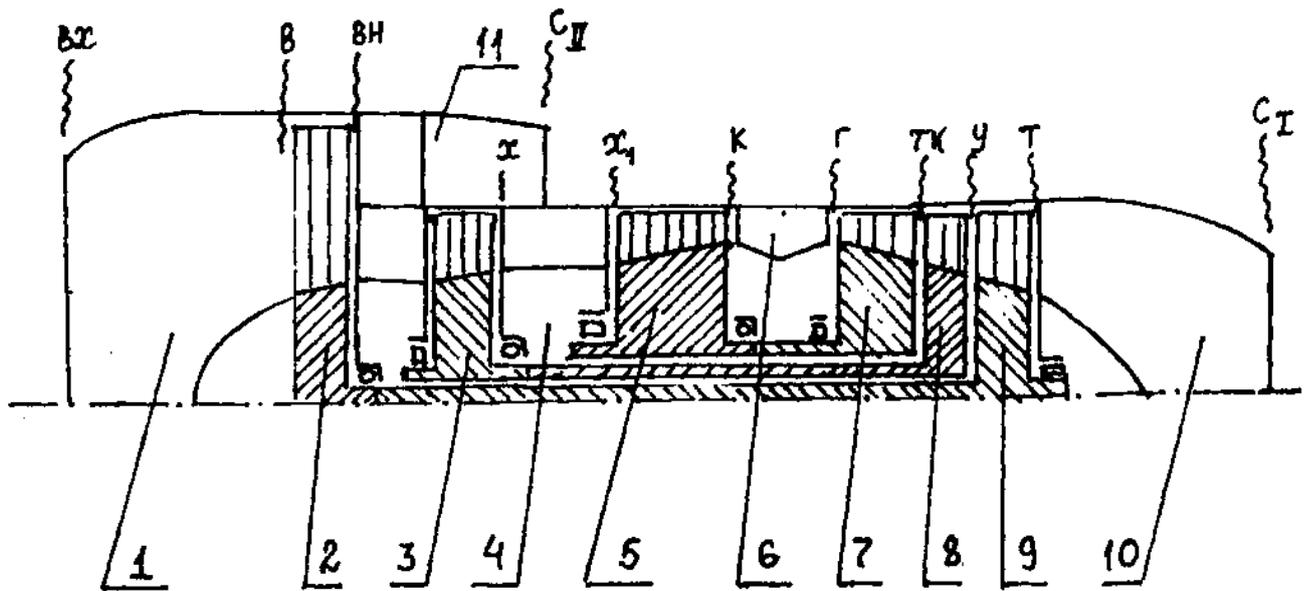


Рис.4.1. Схема трехвального двухконтурного турбореактивного двигателя:

1 - воздухозаборник; 2 - вентилятор; 3 - компрессор среднего давления; 4 - разделительный корпус; 5 - компрессор высокого давления; 6 - камера сгорания; 7 - турбина высокого давления; 8 - турбина среднего давления; 9 - турбина вентилятора; 10 - выходное сопло внутреннего контура; 11 - выходное сопло наружного контура;

ВХ, В, ВН, Х, Х₁, С₂, К, Г, ТК, У, Т, С₁ - обозначения контрольных сечений газозаборного тракта двигателя

Двухконтурный ТРД Д-36 (Генеральный конструктор Лотарев В.А.) (взлетная тяга 63.7 кН; степень повышения давления 20; температура газа перед турбиной 1510 К; степень двухконтурности 5.6; степень повышения давления в наружном контуре 1.45; расход воздуха 253 кг/с; масса двигателя 1100 кг; удельный расход топлива на взлетном режиме работы 0.0382 кг/(Н.ч); диаметр вентилятора 1.45 м; длина двигателя 3.324 м;) впервые был установлен в 1975 году на самолет Як-42 (взлетная масса 53.5 т; масса пустого самолета 30.99 т; максимальная коммерческая нагрузка 14.5 т; дальность полета при

максимальной коммерческой нагрузке 1000 км; крейсерская скорость 810 км/ч; высота крейсерского полета 8000 м; количество пассажиров 120 чел; силовая установка состоит из 3-х ТРДД; запас топлива на борту 6.5 т;) выполнен с раздельным выпуском газа и воздуха из сопел по трехвальной схеме с осевым компрессором (1+6+7), кольцевой камерой сгорания, осевой реактивной турбиной (1+1+3). Применение трехвальной схемы ГТД является эффективным средством расширения устойчивой работы высоконапорного компрессора на нерасчетных режимах, позволяет создать блочную (модульную) конструкцию двигателя (с целью замены отдельных модулей в условиях аэродромных мастерских авиационно-технических комплексов гражданской авиации) и обеспечить техническую эксплуатацию ГТД по состоянию.

Порядок расчета:

1. Параметры воздушного потока на входе в двигатель и перед вентилятором

рассчитываются так же, как и для ТРДД (см. п.1-2 алгоритма ТРДД).

2. Определяется степень повышения давления воздуха в наружном контуре:

$$\pi_{\text{вн}}^* = K \pi_{\text{к}\Sigma}^{*0.186} m^{-0.16} = 1.0 \cdot 38^{0.186} \cdot 6^{-0.16} = 1.5$$

Из-за большой разницы в окружных скоростях у корня и на периферии лопаток степень повышения давления воздуха в вентиляторе во внутреннем контуре на

10... 15 % меньше, чем в наружном. Принимаем $\pi_{\text{вн1}}^* = 1.45$.

3. Производится распределение общей степени повышения давления по каскадам компрессора (см, п.3 алгоритма двухвального ТРДД):

$$\pi_{\text{ксд}}^* = \pi_{\text{квд}}^* = \sqrt{\frac{\pi_{\text{к}\Sigma}^*}{\pi_{\text{вн1}}^*}} = \sqrt{\frac{38}{1.45}} = 5.12$$

4. Рассчитываются работа сжатия и параметры воздушного потока за вентилятором:

а) во внутреннем контуре

$$L_{\text{вн1}} = c_{\text{рв}} T_{\text{в}}^* (\pi_{\text{вн1}}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) / \eta_{\text{вн1}} = 1004.5 \cdot 288.15 \cdot (1.45^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1) / 0.87 = 37262 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$T_{\text{вн1}}^* = T_{\text{в}}^* + \frac{L_{\text{вн1}}}{c_{\text{рв}}} = 288.15 + \frac{37262}{1004.5} = 325.2 \text{ К}; p_{\text{вн}}^* = p_{\text{в}}^* \pi_{\text{вн}}^* = 0.998 \cdot 10^5 \cdot 1.45 = 1.4471 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

б) в наружном контуре

$$L_{\text{ВН}} = c_{\text{рв}} T_{\text{В}}^* (\pi_{\text{ВН}}^{*\kappa} - 1) / \eta_{\text{ВН}}^* = 1004.5 \cdot 288.15 \cdot (1.5^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1) / 0.9 = 39501 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$T_{\text{ВН}}^* = T_{\text{В}}^* + \frac{L_{\text{ВН}}}{c_{\text{рв}}} = 288.15 + \frac{39501}{1004.5} = 327.5 \text{ К}; p_{\text{ВН}}^* = p_{\text{В}}^* \pi_{\text{ВН}}^* = 0.998 \cdot 10^5 \cdot 1.5 = 1.497 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

Значения адиабатических КПД $\eta_{\text{ВН1}}^*$, $\eta_{\text{ВН}}^*$ принимаются по рекомендациям, приведенным выше (см. п.4 алгоритма ГРДД).

5. Определяются работа сжатия и параметры воздушного потока за компрессором среднего давления:

$$L_{\text{КСД}} = c_{\text{рв}} T_{\text{ВН1}}^* (\pi_{\text{КСД}}^{*\kappa} - 1) / \eta_{\text{КСД}}^* = 1004.5 \cdot 325.2 \cdot (5.12^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1) / 0.86 = 225877 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$T_{\text{Х}}^* = T_{\text{ВН1}}^* + \frac{L_{\text{КСД}}}{c_{\text{рв}}} = 325.2 + \frac{225877}{1004.5} = 550.1 \text{ К};$$

$$p_{\text{Х}}^* = p_{\text{ВН1}}^* \pi_{\text{КСД}}^* = 1.4471 \cdot 10^5 \cdot 5.12 = 7.4091 \cdot 10^5 \text{ Па},$$

6. Определяются параметры воздушного потока перед компрессором высокого давления :

$$T_{\text{Х1}}^* = T_{\text{Х}}^* = 550.1 \text{ К}; p_{\text{Х1}}^* = p_{\text{Х}}^* \sigma_{\text{Пер}} = 7.4091 \cdot 10^5 \cdot 0.99 = 7.3350 \cdot 10^5 \text{ Па},$$

7. Определяются работа сжатия и параметры воздушного потока за компрессором высокого давления:

$$L_{\text{КВД}} = c_{\text{рв}} T_{\text{Х1}}^* (\pi_{\text{КВД}}^{*\kappa} - 1) / \eta_{\text{КВД}}^* = 1004.5 \cdot 550.1 \cdot (5.12^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1) / 0.86 = 382040 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$T_{\text{К}}^* = T_{\text{Х1}}^* + \frac{L_{\text{КВД}}}{c_{\text{рв}}} = 550.1 + \frac{382040}{1004.5} = 930.1 \text{ К};$$

$$p_{\text{К}}^* = p_{\text{Х1}}^* \pi_{\text{КВД}}^* = 7.3350 \cdot 10^5 \cdot 5.12 = 37.5552 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

8. Определяются основные параметры рабочего процесса камеры сгорания:

$$\text{а) } c_{\text{П}} = 0.9 + 10^{-4} (2T_{\text{Г}}^* + T_{\text{К}}^*) = 0.9 + 2 \cdot (2 \cdot 1650 + 930.1) = 1.323 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{б) } q_{\text{ВН}} = c_{\text{П}} (T_{\text{Г}}^* - T_{\text{К}}^*) = 1.323 \cdot (1650 - 930.1) = 952.4 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};$$

$$\text{в) } g_{\text{Т}} = \frac{q_{\text{ВН}}}{H_u \eta_{\text{Г}}} = \frac{952.4}{43100 \cdot 0.99} = 0.02232;$$

$$\text{г) } \alpha_{\Sigma} = \frac{1}{g_{\Gamma} l_o} = \frac{1}{0.02232 \cdot 14.94} = 2.998;$$

$$\text{д) } p_{\Gamma}^* = p_K^* \sigma_{KC} = 37.5552 \cdot 10^5 \cdot 0.95 = 35.67744 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

$$\text{е) } R_{\Gamma} = R_B \frac{1+1.0862 g_{\Gamma}}{1+g_{\Gamma}} = 287 \cdot \frac{1+1.0862 \cdot 0.02232}{1+0.02232} = 287.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

9. Рассчитываются относительный расход газа, работа расширения, степень понижения давления и параметры газового потока за турбиной высокого давления:

$$\text{а) } g_{\text{ГВД}} = (1 + g_{\Gamma})(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) = \\ = (1 + 0.02232) \cdot (1 - 0.095 - 0.01) = 0.91497$$

$$\text{б) } L_{\text{ТВД}} = \frac{L_{\text{КВД}}(1 - g_{\text{отб}})}{g_{\text{ГВД}} \eta_m} = \frac{382040 \cdot (1 - 0.01)}{0.91497 \cdot 0.998} = 414197 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$$

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

$$\text{в) } 414197 = \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1650 \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{ТВД}}^* \frac{1.33}{1.33-1}}\right) \cdot 0.9;$$

$$\pi_{\text{ТВД}}^* = 3.034$$

$$\text{г) } T_{\text{ТК}}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\text{ТВД}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}} = 1650 - \frac{414197}{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 1292.5 \text{ К}$$

$$\text{д) } c_{p \text{ в охл}} = .9 + 3 \cdot 10^{-4} T_K^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 930.1 = 1.1790 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{p \Gamma} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{ТК}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1292.5 = 1.2877 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

е) 1. Вспомогательная функция

$$a = \frac{c_{p \Gamma} g_{\text{ГВД}} T_{\text{ТК}}^* + c_{p \text{ в охл}} g_{\text{охл}} K_{\text{охл в д}} T_K^*}{g_{\text{ГВД}} + g_{\text{охл}} K_{\text{охл в д}}} =$$

$$= \frac{1.2877 \cdot 0.91497 \cdot 1292.5 + 1.1790 \cdot 0.095 \cdot 0.65 \cdot 930.1}{0.91497 + 0.095 \cdot 0.65} = 1628.53$$

2.

$$T_{\text{ТКК}}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} a} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 1628.53} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 1271.0 \text{ К}$$

3. Средняя теплоёмкость смеси газа с охлаждающим воздухом:

$$c_{p \text{ см}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{ТКК}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1271.0 = 1.2813 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

ж) Полное давление газа за турбиной ВД:

$$p_{\text{ТК}}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{\text{ТВД}}^*} = \frac{35.67744 \cdot 10^5}{3.034} = 11.7592 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

10. Определяются относительный расход газа, работа расширения, степень понижения давления и параметры газового потока за турбиной среднего давления:

$$\text{а) } g_{\text{Гсд}} = g_{\text{Гвд}} + g_{\text{охл}} K_{\text{охл вд}} = 0.91497 + 0.095 \cdot 0.65 = 0.97672$$

$$\text{б) } L_{\text{Тсд}} = \frac{L_{\text{ксд}}}{g_{\text{Гсд}}} = \frac{225877}{0.97672} = 231261 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

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

$$\text{в) } 231261 = \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1271.0 \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{Тсд}}^* \frac{1.33}{1.33-1}}\right) \cdot 0.925;$$

$$\pi_{\text{Тсд}}^* = 2.116$$

$$\text{г) } T_{\text{у}}^* = T_{\text{ТКК}}^* - \frac{L_{\text{Тсд}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}} = 1271.0 - \frac{231261}{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 1070.4 \text{ К}$$

$$\text{д) } c_{p \text{ в охл}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{к}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 930.1 = 1.1790 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$c_{p \Gamma} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{у}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1070.4 = 1.2211 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

е) 1. Вспомогательная функция

$$a = \frac{c_{p \Gamma} g_{\text{Гсд}} T_{\text{у}}^* + c_{p \text{ в охл}} g_{\text{охл}} (1 - K_{\text{охл вд}}) T_{\text{к}}^*}{g_{\text{Гсд}} + g_{\text{охл}} (1 - K_{\text{охл вд}})} =$$

$$= \frac{1.2211 \cdot 0.97672 \cdot 1071.0 + 1.1790 \cdot 0.095 \cdot (1 - 0.65) \cdot 930.1}{0.97672 + 0.095 \cdot (1 - 0.65)} = 1300.8$$

2.

$$T_{\text{уу}}^* = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} a} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = \frac{\sqrt{0.81 + 12 \cdot 10^{-4} \cdot 1300.8} - 0.9}{6 \cdot 10^{-4}} = 1066.3 \text{ К}$$

3. Средняя теплоёмкость смеси газа с охлаждающим воздухом:

$$c_{p \text{ см}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{уу}}^* = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot 1066.3 = 1.2199 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

ж) Полное давление газа за турбиной СД:

$$p_{\text{у}}^* = \frac{p_{\text{тк}}^*}{\pi_{\text{тсд}}^*} = \frac{11.7592 \cdot 10^5}{2.116} = 5.5573 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

11. Рассчитываются относительный расход газа, работа расширения, степень понижения давления и параметры газового потока за турбиной низкого давления:

$$\text{а) } g_{\text{ТНД}} = g_{\text{ГВД}} + g_{\text{ОХЛ}} = 0.91497 + 0.095 = 1.00997;$$

$$\text{б) } L_{\text{ТНД}} = \frac{L_{\text{вн1}} + L_{\text{вн}m}}{g_{\text{ТНД}}} = \frac{37262 + 39501 \cdot 6}{1.00997} = 271560 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

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

$$\text{в) } 271560 = \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5 \cdot 1066.3 \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{ТНД}}^* \kappa_{\Gamma}}\right) \cdot 0.945;$$

$$\pi_{\text{ТНД}}^* = 2.906$$

$$\text{г) } T_{\text{Т}}^* = T_{\text{уу}}^* - \frac{L_{\text{ТНД}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}} = 1066.3 - \frac{271560}{\frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} = 831.9 \text{ К}$$

д) Полное давление газа за турбиной НД:

$$p_{\text{Т}}^* = \frac{p_{\text{у}}^*}{\pi_{\text{ТНД}}^*} = \frac{5.5573 \cdot 10^5}{2.906} = 1.9123 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

12. Переходим к расчёту выходных сопел двигателя. Располагаемая степень понижения давления газа и воздуха в соплах внутреннего и наружного контуров:

$$\pi_{\text{ср1}} = \frac{p_{\text{Т}}^*}{p_{\text{н}}} = \frac{1.9123 \cdot 10^5}{1.01325 \cdot 10^5} = 1.887;$$

$$\pi_{\text{ср2}} = \frac{p_{\text{вн}}^*}{p_{\text{н}}} = \frac{1.497 \cdot 10^5}{1.01325 \cdot 10^5} = 1.477$$

Полученные значения $\pi_{\text{ср1}}$, $\pi_{\text{ср2}}$ сравниваются с критическими значениями $\pi_{\text{кр1}} = 1.8506$ и $\pi_{\text{кр2}} = 1.893$ с целью установления режима истечения воздуха и газа из выходных суживающихся сопел (как у прототипа –

ТРДД Д-36). В результате имеем неполное расширение газа в реактивном сопле внутреннего контура ($p_{c1} > p_H$) и полное расширение воздуха в выходном сопле наружного контура ($p_{c2} = p_H$). Соответственно, алгоритм расчёта параметров выходных сопел следующий:

а) Сопло внутреннего контура.

1. Скорость истечения газа из сопла:

$$c_{c1} = \varphi_{pc1} \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*} = 0.99 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 831.9} = 517.3 \frac{m}{c}, \text{ где}$$

$\varphi_{pc1} = 0.98 \dots 0.99$ - коэффициент скорости в сопле внутреннего контура.

2. Статическое давление газа в обресе сопла внутреннего контура:

$$p_{c1} = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{kp1}} = \frac{1.9123 \cdot 10^5}{1.8506} = 1.03334 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

3. Приведенная скорость газа в обресе сопла внутреннего контура:

$$\lambda_{c1} = \frac{c_{c1}}{a_{kp1}} = \frac{c_{c1}}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*}} = \frac{517.3}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 831.9}} = 0.99$$

4. Газодинамическая функция импульса в данном сечении сопла внутреннего контура:

$$y(\lambda_{c1}) = \left(\frac{\kappa_{\Gamma}+1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa_{\Gamma}-1}} \frac{\lambda_{c1}}{1 - \frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}+1} \lambda_{c1}^2} = \left(\frac{1.33+1}{2} \right)^{\frac{1}{1.33-1}} \cdot \frac{0.99}{1 - \frac{1.33-1}{1.33+1} \cdot 0.99^2} = 1.8261$$

5. Относительная площадь обреса сопла внутреннего контура:

$$\overline{F_{c1}} = \frac{F_{c1}}{G_{e1}} = \frac{g_{гнд} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{m_2 p_{c1} y(\lambda_{c1})} = \frac{1.00997 \cdot \sqrt{831.9}}{0.03966 \cdot 1.03334 \cdot 10^5 \cdot 1.8261} = 3.892 \cdot 10^{-3} \frac{m^2 c}{кг}$$

б) Сопло наружного контура.

1. Скорость истечения воздуха из сопла:

$$c_{c2} = \varphi_{pc2} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} R T_{вн}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right)} =$$

$$= 0.99 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4-1} \cdot 287 \cdot 327.5 \cdot \left(1 - \frac{1}{\frac{1.4-1}{1.4}} \right)} = 260.7 \frac{m}{c},$$

2. Статическое давление воздуха в обресе сопла наружного контура:

$$p_{c2} = p_H = 1.01325 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

3. Приведенная скорость воздуха в обресе сопла наружного контура:

$$\lambda_{c2} = \frac{c_{c2}}{a_{кр2}} = \frac{c_{c2}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{вн}^*}} = \frac{260.7}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 327.5}} = 0.787$$

4. Газодинамическая функция импульса в данном сечении сопла наружного контура:

$$y(\lambda_{c2}) = \left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa}-1} \frac{\lambda_{c2}}{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{c2}^2} = \left(\frac{1.4+1}{2} \right)^{\frac{1}{1.4}-1} \cdot \frac{0.787}{1 - \frac{1.4-1}{1.4+1} \cdot 0.787^2} = 1.3843$$

5. Относительная площадь обреса сопла наружного контура:

$$\overline{F_{c2}} = \frac{F_{c2}}{G_{\theta 2}} = \frac{m \sqrt{T_{вн}^*}}{m_{\theta} p_{c2} y(\lambda_{c2})} = \frac{6 \cdot \sqrt{327.5}}{0.0404 \cdot 1.01325 \cdot 10^5 \cdot 1.3843} = 0.01916 \frac{\text{м}^2 \text{с}}{\text{кг}}$$

13. Определяются удельная тяга и удельный расход топлива:

$$\begin{aligned} P_{уд} &= \frac{1}{m+1} \left\{ [(g_{гнд} c_{c1} - V) + \overline{F_{c1}} (p_{c1} - p_H)] + \right. \\ &+ \left. [m(c_{c2} - V) + \overline{F_{c2}} (p_{c2} - p_H)] \right\} = \\ &= \frac{1}{6+1} \cdot [1.00997 \cdot 517.3 + 3.892 \cdot 10^{-3} \cdot (1.03334 - 1.01325) \cdot 10^5 + 6 \cdot 260.7] = \\ &= 299.2 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}; \end{aligned}$$

$$C_{уд} = \frac{3600 g_{\Gamma} (1 - g_{охл} - g_{отб})}{P_{уд} (m+1)} = \frac{3600 \cdot 0.02232 \cdot (1 - 0.095 - 0.01)}{299.2 \cdot (6+1)} = 0.0343 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$$

14. Расход воздуха через двигатель и его распределение по контурам:

$$G_{\text{В}} = \frac{P}{P_{уд}} = \frac{250000}{299.2} = 835.5 \frac{\text{кг}}{\text{с}}; G_{\text{В}1} = \frac{G_{\text{В}}}{m+1} = \frac{835.5}{6+1} = 119.4 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$$

$$G_{\theta 2} = m G_{\text{В}1} = 6 \cdot 119.4 = 716.1 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

15. Часовой расход топлива: $G_{\text{Тч}} = P C_{уд} = 250000 \cdot 0.0343 = 8575 \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$.

16. Рассчитываются отборы воздуха и механической энергии:

$$G_{\text{отб}} = g_{\text{отб}} G_{\text{В}1} = 0.01 \cdot 119.4 = 1.19 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$$

$$N_{\text{отб}} = (1 - \eta_{\text{М}}) L_{\text{ТВД}} G_{\text{В}1} g_{\Gamma} =$$

$$= (1 - 0.998) \cdot 414197 \cdot 119.4 \cdot 0.91497 \cdot 10^{-3} = 90 \text{ кВт}$$

Двигатель Д-36 устанавливается на различных летательных аппаратах. В том числе на воздушных судах ближних воздушных линий (БМС, дальность полёта с максимальной коммерческой нагрузкой до 2000 км). Количество

пассажиров 120 чел. Согласно нормам ИКАО по жизнеобеспечению пассажиров необходим отбор воздуха $G_{отб} = 1.0...1.2 \frac{кг}{с}$. Это означает, что в данном проекте можно производить отбор воздуха для питания системы кондиционирования производить от одного двигателя.

На двигателе Д-36 установлены различные агрегаты мощностью примерно 54 кВт. Иначе говоря, необходимо изменить ранее принятое значение η_M (увеличить его) и повторить расчёт.

17. . Определяются мощности основных элементов двигателя:

а) вентилятор

$$N_B = L_{BH} G_{B2} + L_{BH1} G_{B1} = (39501 \cdot 716.1 + 37262 \cdot 119.4) \cdot 10^{-3} = 32736 \text{ кВт};$$

б) компрессор среднего давления

$$N_{КСД} = L_{КСД} G_{B1} = 225877 \cdot 119.4 \cdot 10^{-3} = 26970 \text{ кВт};$$

в) компрессор высокого давления

$$N_{КВД} = L_{КВД} G_{B1} = 382040 \cdot 119.4 \cdot 10^{-3} = 45615 \text{ кВт};$$

г) турбина компрессора высокого давления

$$N_{ТВД} = L_{ТВД} G_{B1} \frac{g_{\Gamma}}{1 - g_{охл\ 2}} = 414197 \cdot 119.4 \cdot 0.91497 \cdot 10^{-3} / (1 - 0.01) = 45707 \text{ кВт};$$

д) турбина компрессора среднего давления

$$N_{ТСД} = L_{ТСД} G_{B1} g_{ТСД} = 231261 \cdot 119.4 \cdot 0.97672 \cdot 10^{-3} = 26970 \text{ кВт};$$

е) турбина вентилятора

$$N_{ТНД} = L_{ТНД} G_{B1} (g_{\Gamma} + g_{охл}) = 271560 \cdot 119.4 \cdot (0.91497 + 0.095) \cdot 10^{-3} = 32747 \text{ кВт};$$

18. Переходим к определению геометрии газоздушного тракта проектируемого двигателя. С этой целью задаёмся значением осевой скорости в контрольных сечениях проточной части двигателя, в том числе:

а) на входе в вентилятор: $c_B = 160 \frac{м}{с}$;

б) на выходе из вентилятора во внешнем контуре: $c_{BH} = 150 \frac{м}{с}$;

в) на выходе из вентилятора во внутреннем контуре: $c_{BH1} = 155 \frac{м}{с}$;

г) на выходе из компрессора среднего давления: $c_X = 140 \frac{м}{с}$;

д) на входе в компрессор высокого давления: $c_{X1} = 145 \frac{м}{с}$;

е) на выходе из компрессора ВД: $c_K = 100 \frac{м}{с}$.

ж) на входе в турбину высокого давления: $c_{\Gamma} = 150 \frac{м}{с}$.

з) на выходе из турбины ВД: $c_{TK} = 200 \frac{M}{c}$;

и) на выходе из турбины среднего давления: $c_y = 250 \frac{M}{c}$;

к) на выходе из турбины низкого давления: $c_T = 320 \frac{M}{c}$;

л) в обрезе выходного сопла внутреннего контура: $c_{c1} = 517.3 \frac{M}{c}$;

м) в обрезе выходного сопла наружного контура: $c_{c2} = 260.7 \frac{M}{c}$.

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

$$a) \quad \lambda_B = \frac{c_B}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_B^*}} = \frac{160}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 288.15}} = 0.515; q(\lambda_B) = 0.7423;$$

$$б) \quad \lambda_{BH} = \frac{c_{BH}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{BH}^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 327.5}} = 0.453; q(\lambda_{BH}) = 0.6550;$$

$$в) \quad \lambda_{BH1} = \frac{c_{BH1}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{BH1}^*}} = \frac{155}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 325.2}} = 0.4697; q(\lambda_{BH1}) = 0.6754;$$

$$г) \quad \lambda_X = \frac{c_X}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_X^*}} = \frac{140}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 550.1}} = 0.3262; q(\lambda_X) = 0.4920;$$

$$д) \quad \lambda_{x1} = \frac{c_{x1}}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{x1}^*}} = \frac{145}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 550.1}} = 0.3378; q(\lambda_{x1}) = 0.5079;$$

$$е) \quad \lambda_K = \frac{c_K}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_K^*}} = \frac{100}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.4}{1.4+1} \cdot 287 \cdot 930.1}} = 0.1792; q(\lambda_K) = 0.2789;$$

$$ж) \quad \lambda_\Gamma = \frac{c_\Gamma}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_\Gamma^*}} = \frac{150}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1650}} = 0.2038; q(\lambda_\Gamma) = 0.3180;$$

з)

$$\lambda_{TK} = \frac{c_{TK}}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_{TK}^*}} = \frac{200}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1271.0}} = 0.3096; q(\lambda_{TK}) = 0.4718;$$

$$и) \quad \lambda_y = \frac{c_y}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_{yy}^*}} = \frac{250}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 1066.3}} = 0.4226; q(\lambda_y) = 0.6261;$$

$$\text{к) } \lambda_T = \frac{c_T}{\sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma+1} R_\Gamma T_T^*}} = \frac{300}{\sqrt{\frac{2 \cdot 1.33}{1.33+1} \cdot 287.5 \cdot 831.9}} = 0.5741; q(\lambda_T) = 0.78897;$$

л) в обресе выходных сопел внутреннего и наружного контуров ранее были рассчитаны газодинамические функции $y(\lambda_{c1}) = 1.8261$, $y(\lambda_{c2}) = 1.3842$.

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

$$\text{а) } F_B = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{m_B p_B^* q(\lambda_B)} = \frac{835.52 \cdot \sqrt{288.15}}{0.0404 \cdot 0.998 \cdot 10^5 \cdot 0.7423} = 4.73875 \text{ м}^2;$$

$$\text{б) } F_{BH} = \frac{G_{B2} \sqrt{T_{BH}^*}}{m_B p_{BH}^* q(\lambda_{BH})} = \frac{716.1 \cdot \sqrt{327.5}}{0.0404 \cdot 1.497 \cdot 10^5 \cdot 0.6550} = 3.2714 \text{ м}^2;$$

$$\text{в) } F_{BH1} = \frac{G_{B1} \sqrt{T_{BH1}^*}}{m_B p_{BH1}^* q(\lambda_{BH1})} = \frac{119.4 \cdot \sqrt{325.2}}{0.0404 \cdot 1.4471 \cdot 10^5 \cdot 0.6754} = 0.5453 \text{ м}^2;$$

$$\text{г) } F_X = \frac{G_{B1} \sqrt{T_X^*}}{m_B p_X^* q(\lambda_X)} = \frac{119.4 \cdot \sqrt{550.1}}{0.0404 \cdot 7.4091 \cdot 10^5 \cdot 0.4920} = 0.19015 \text{ м}^2;$$

$$\text{д) } F_{X1} = \frac{G_{B1} \sqrt{T_{X1}^*}}{m_B p_{X1}^* q(\lambda_{X1})} = \frac{119.4 \cdot \sqrt{550.1}}{0.0404 \cdot 7.3350 \cdot 10^5 \cdot 0.5079} = 0.18606 \text{ м}^2;$$

$$\text{е) } F_K = \frac{G_{B1} \sqrt{T_K^*}}{m_B p_K^* q(\lambda_K)} = \frac{119.4 \cdot \sqrt{930.1}}{0.0404 \cdot 37.5552 \cdot 10^5 \cdot 0.2789} = 0.086053 \text{ м}^2;$$

$$\text{ж) } F_\Gamma = \frac{G_{B1} g_\Gamma \sqrt{T_\Gamma^*}}{m_\Gamma p_\Gamma^* q(\lambda_\Gamma)} = \frac{119.4 \cdot 0.91497 \cdot \sqrt{1650}}{0.03966 \cdot 35.67744 \cdot 10^5 \cdot 0.3180} = 0.098623 \text{ м}^2;$$

з)

$$F_{TK} = \frac{G_{B1} (g_y + g_{охл} K_{охл}) \sqrt{T_{TK}^*}}{m_\Gamma p_{TK}^* q(\lambda_{TK})} =$$

$$= \frac{119.4 \cdot (0.91497 + 0.095 \cdot 0.65) \cdot \sqrt{1271.0}}{0.03966 \cdot 11.7592 \cdot 10^5 \cdot 0.4718} = 0.18895 \text{ м}^2;$$

и)

$$F_Y = \frac{G_{B1}(g_Y + g_{OxL})\sqrt{T_{YU}^*}}{m_T p_Y^* q(\lambda_Y)} =$$

$$= \frac{119.4 \cdot (0.91947 + 0.095) \cdot \sqrt{1066.3}}{0.03966 \cdot 5.5573 \cdot 10^5 \cdot 0.6261} = 0.28535 \text{ м}^2;$$

$$к) F_T = \frac{G_{B1}(g_Y + g_{OxL})\sqrt{T_T^*}}{m_T p_T^* q(\lambda_T)} = \frac{119.4 \cdot (0.91497 + 0.095) \cdot \sqrt{831.9}}{0.03966 \cdot 1.9123 \cdot 10^5 \cdot 0.78897} = 0.58127 \text{ м}^2;$$

$$з) F_{C1} = \overline{F_{C1}} G_{B1} = 3.892 \cdot 10^{-3} \cdot 119.4 = 0.4647 \text{ м}^2;$$

$$и) F_{C2} = \overline{F_{C2}} G_{B1} = 0.01916 \cdot 119.4 = 2.2877 \text{ м}^2;$$

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

а) на входе в вентилятор:

$$D_{BH} = \sqrt{\frac{4\overline{F_B}}{\pi(1-d_B^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 4.73875}{3.14 \cdot (1 - 0.295^2)}} = 2.571 \text{ м};$$

$$D_{BVH} = D_{BH} \overline{d_B} = 2.571 \cdot 0.295 = 0.758 \text{ м};$$

$$D_{BCP} = 0.5(D_{BH} + D_{BVH}) = 0.5 \cdot (2.571 + 0.758) = 1.665 \text{ м};$$

$$h_B = 0.5(D_{BH} - D_{BVH}) = 0.5 \cdot (2.571 - 0.758) = 0.907 \text{ м},$$

где $\overline{d_B}$ - относительный диаметр втулки в данном сечении у двигателя Д-36.

б) на выходе из вентилятора:

$$D_{BHН} = 0.9D_{BH} = 0.9 \cdot 2.571 = 2.314 \text{ м};$$

$$D_{BVHН} = \sqrt{D_{BHН}^2 - \frac{4\overline{F_{BHН}}}{\pi}} = \sqrt{2.314^2 - \frac{4 \cdot 3.2714}{3.14}} = 1.089 \text{ м};$$

$$D_{BCPН} = 0.5(D_{BHН} + D_{BVHН}) = 0.5 \cdot (2.314 + 1.089) = 1.702 \text{ м};$$

$$h_{BHН} = 0.5(D_{BHН} - D_{BVHН}) = 0.5 \cdot (2.314 - 1.089) = 0.613 \text{ м},$$

в) на входе в компрессор среднего давления:

$$D_{BVHН1} = 1.0243D_{BVH} = 1.0243 \cdot 0.758 = 0.776 \text{ м};$$

$$D_{BHН1} = \sqrt{D_{BVHН1}^2 + \frac{4\overline{F_{BHН1}}}{\pi}} = \sqrt{0.776^2 + \frac{4 \cdot 0.5453}{3.14}} = 1.139 \text{ м};$$

$$D_{BCPН1} = 0.5(D_{BHН1} + D_{BVHН1}) = 0.5 \cdot (1.139 + 0.776) = 0.957 \text{ м};$$

$$h_{BHН1} = 0.5(D_{BHН1} - D_{BVHН1}) = 0.5 \cdot (1.139 - 0.776) = 0.181 \text{ м},$$

г) на выходе из компрессора среднего давления при постоянном наружном диаметре

$$D_{XH} = 1.139 \text{ м};$$

$$D_{XВH} = \sqrt{D_{XH}^2 - \frac{4F_X}{\pi}} = \sqrt{1.139^2 - \frac{4 \cdot 0.19015}{3.14}} = 1.027 \text{ м};$$

$$D_{Xcp} = 0.5(D_{XH} + D_{XВH}) = 0.5 \cdot (1.139 + 1.027) = 1.083 \text{ м};$$

$$h_X = 0.5(D_{XH} - D_{XВH}) = 0.5 \cdot (1.139 - 1.027) = 0.056 \text{ м},$$

д) на входе в компрессор высокого давления

$$D_{X1ВH} = 1.027 \text{ м}; D_{X1H} = \sqrt{D_{X1ВH}^2 + \frac{4F_{X1}}{\pi}} = \sqrt{1.027^2 + \frac{4 \cdot 0.18606}{3.14}} = 1.136 \text{ м};$$

$$D_{X1cp} = 0.5(D_{X1H} + D_{X1ВH}) = 0.5 \cdot (1.136 + 1.027) = 1.082 \text{ м};$$

$$h_{X1} = 0.5(D_{X1H} - D_{X1ВH}) = 0.5 \cdot (1.136 - 1.027) = 0.054 \text{ м},$$

е) на выходе из компрессора при постоянном наружном диаметре:

$$D_{KH} = D_{X1H} = 1.136 \text{ м};$$

$$D_{KВH} = \sqrt{D_{KH}^2 - \frac{4F_K}{\pi}} = \sqrt{1.136^2 - \frac{4 \cdot 0.086053}{3.14}} = 1.087 \text{ м};$$

$$D_{Kcp} = 0.5(D_{KH} + D_{KВH}) = 0.5 \cdot (1.136 + 1.087) = 1.111 \text{ м};$$

$$h_K = 0.5(D_{KH} - D_{KВH}) = 0.5 \cdot (1.136 - 1.087) = 0.024 \text{ м}.$$

ж) на входе в турбину высокого давления:

$$D_{Гcp} = D_{KH} = 1.111 \text{ м};$$

$$h_{Г} = \frac{F_{Г}}{\pi D_{Гcp}} = \frac{0.098623}{3.14 \cdot 1.111} = 0.028 \text{ м};$$

$$D_{ГH} = D_{Гcp} + h_{Г} = 1.111 + 0.028 = 1.139 \text{ м};$$

$$D_{ГВH} = D_{Гcp} - h_{Г} = 1.111 - 0.028 = 1.083 \text{ м};$$

з) на входе в турбину среднего давления:

$$D_{ТКcp} = 1.05 D_{Гcp} = 1.166 \text{ м};$$

$$h_{ТК} = \frac{F_{ТК}}{\pi D_{ТКcp}} = \frac{0.188955}{3.14 \cdot 1.166} = 0.052 \text{ м};$$

$$D_{ТКH} = D_{ТКcp} + h_{ТК} = 1.166 + 0.052 = 1.218 \text{ м};$$

$$D_{ТКВH} = D_{ТКcp} - h_{ТК} = 1.166 - 0.052 = 1.114 \text{ м};$$

и) на входе в турбину низкого давления:

$$D_{y\text{ cp}} = 1.05D_{\text{TK cp}} = 1.05 \cdot 1.166 = 1.224 \text{ м};$$

$$h_y = \frac{F_y}{\pi D_{y\text{ cp}}} = \frac{0.28535}{3.14 \cdot 1.224} = 0.074 \text{ м};$$

$$D_{y\text{ н}} = D_{y\text{ cp}} + h_y = 1.224 + 0.074 = 1.296 \text{ м};$$

$$D_{y\text{ вн}} = D_{y\text{ cp}} - h_y = 1.224 - 0.074 = 1.150 \text{ м};$$

к) на выходе из турбины низкого давления:

$$D_{\text{T cp}} = 1.025D_{y\text{ cp}} = 1.255 \text{ м};$$

$$h_{\text{T}} = \frac{F_{\text{T}}}{\pi D_{\text{T cp}}} = \frac{0.58127}{3.14 \cdot 1.255} = 0.147 \text{ м};$$

$$D_{\text{T н}} = D_{\text{T cp}} + h_{\text{T}} = 1.255 + 0.147 = 1.402 \text{ м};$$

$$D_{\text{T вн}} = D_{\text{T cp}} - h_{\text{T}} = 1.255 - 0.147 = 1.108 \text{ м};$$

л) в обресе выходного сопла внутреннего контура:

$$D_{\text{c1}} = \sqrt{\frac{4F_{\text{c1}}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.4647}{3.14}} = 0.769 \text{ м};$$

м) в обресе сопла наружного контура:

$$D_{\text{c2}} = \sqrt{1.05D_{\text{c1}}^2 + \frac{4F_{\text{c2}}}{\pi}} = \sqrt{1.05 \cdot 0.769^2 + \frac{4 \cdot 2.2877}{3.14}} = 1.880 \text{ м}.$$

22. Окружная скорость на среднем диаметре:

а) турбины высокого давления

$$u_{\text{TK}} = \sqrt{\frac{L_{\text{ТВД}}}{\mu z_{\text{ТВД}}}} = \sqrt{\frac{414197}{1.85 \cdot 1}} = 473 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

где μ - коэффициент нагрузки ступени с учетом закрутки потока на выходе из турбины. $z_{\text{ТВД}} = 1$ - количество ступеней турбины высокого давления.

б) турбины среднего давления

$$u_y = \sqrt{\frac{L_{\text{ТСД}}}{\mu z_{\text{ТНД}}}} = \sqrt{\frac{231261}{1.35 \cdot 1}} = 414 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

в) турбины низкого давления

$$u_{\text{T}} = \sqrt{\frac{L_{\text{ТНД}}}{\mu z_{\text{ТНД}}}} = \sqrt{\frac{271650}{1.55 \cdot 3}} = 242 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Производится проверка найденных значений u_y и u_{T} . С этой целью рассчитываются окружные скорости по концам рабочих лопаток вентилятора и компрессоров среднего и высокого давления:

$$u_{BH} = u_T \frac{D_{BH}}{D_{T\text{ ср}}} = 242 \cdot \frac{2.571}{1.255} = 496 \frac{M}{c}; u_{x1H} = u_{TK} \frac{D_{x1H}}{D_{TK\text{ ср}}} = 473 \cdot \frac{1.136}{1.166} = 460 \frac{M}{c};$$

$$u_{BH1H} = u_Y \frac{D_{BH1H}}{D_{Y\text{ ср}}} = 414 \frac{1.139}{1.224} = 385 \frac{M}{c}$$

Рекомендуется иметь $u_{BH} \leq 450 \dots 500 \frac{M}{c}$.

23. Количество ступеней вентилятора и компрессоров среднего и высокого давлений:

$$z_B = \frac{L_{BH}}{\mu u_{BH}^2} = \frac{39501}{0.25 \cdot 496^2} = 1; z_{КСД} = \frac{L_{КСД}}{\mu u_{BH1H}^2} = \frac{225877}{0.26 \cdot 385^2} = 6;$$

$$z_{КВД} = \frac{L_{КВД}}{\mu u_{x1H}^2} = \frac{382040}{0.28 \cdot 460^2} = 7,$$

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

24. Частота вращения роторов низкого и высокого давления:

$$n_B = \frac{60 u_{BH}}{\pi D_{BH}} = \frac{60 \cdot 496}{3.14 \cdot 2.571} = 3686 \frac{\text{об}}{\text{мин}}; n_{HD} = \frac{60 u_{BH1H}}{\pi D_{BH1H}} = \frac{60 \cdot 385}{3.14 \cdot 1.139} = 6459 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$$

$$n_{ВД} = \frac{60 u_{x1H}}{\pi D_{x1H}} = \frac{60 \cdot 460}{3.14 \cdot 1.136} = 7737 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$$

25. Рассчитывается эффективный КПД двигателя:

а) располагаемая энергия топлива

$$q_o = \frac{q_{КС}}{\eta_T} = \frac{952.4}{0.99} = 962.02 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}};$$

б) эффективная работа снимаемая с вала турбокомпрессора высокого давления

$$L_e = (1 - \eta_{\text{мех}}) L_{ТВД} = (1 - 0.998) \cdot 414197 = 828 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

в) работа цикла ГРДД

$$L_{\text{ц1}} = L_e + \frac{P_{\text{уд}}(P_{\text{уд}} + 2V)}{2} (m + 1) = 828 + \frac{299.2^2}{2} \cdot (6 + 1) = 314150 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

г) эффективный КПД

$$\eta_{BH} = \frac{L_{\text{ц1}}}{q_o} = \frac{314150}{962.02 \cdot 10^3} = 0.326$$

26. Определяется приближенно температура материала лопаток последней ступени турбины:

а) высокого давления

$$T_{\text{л вд}} \approx 0.95 \left(T_{\text{тк}}^* + \frac{u_{\text{тк ср}}^2}{2c_{\text{рг}}} \right) = 0.95 \cdot \left(1292.5 + \frac{473^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 1319.6 \text{ K};$$

б) среднего давления

$$T_{\text{л ср}} \approx 0.95 \left(T_{\text{у}}^* + \frac{u_{\text{у ср}}^2}{2c_{\text{рг}}} \right) = 0.95 \cdot \left(1070.4 + \frac{414^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 1087.1 \text{ K};$$

в) низкого давления

$$T_{\text{л нд}} \approx 0.95 \left(T_{\text{т}}^* + \frac{u_{\text{т ср}}^2}{2c_{\text{рг}}} \right) = 0.95 \cdot \left(831.9 + \frac{242^2}{2 \cdot \frac{1.33}{1.33-1} \cdot 287.5} \right) = 814.3 \text{ K}.$$

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

а) низкого давления

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{р нд}} &= 2\pi \rho_{\text{л нд}} \left(\frac{n_{\text{в}}}{60} \right)^2 F_{\text{т}} \Phi = \\ &= 2 \cdot 3.14 \cdot 8200 \cdot \left(\frac{3686}{60} \right)^2 \cdot 0.58127 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 62.1 \text{ МПа}, \end{aligned}$$

где $\rho_{\text{л нд}} = 8200 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность материала лопатки – жаропрочного сплава ЭИ437Б (рис.1.6 [1]); $\Phi = 0.5 \dots 0.6$ – коэффициент, учитывающий уменьшением напряжения растяжения из-за изменения толщины профилей лопатки по высоте.

б) среднего давления

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{р ср}} &= 2\pi \rho_{\text{л ср}} \left(\frac{n_{\text{нд}}}{60} \right)^2 F_{\text{у}} \Phi = \\ &= 2 \cdot 3.14 \cdot 8250 \cdot \left(\frac{6459}{60} \right)^2 \cdot 0.28535 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 127.3 \text{ МПа}, \end{aligned}$$

где $\rho_{\text{л вд}} = 8250 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность материала лопатки – жаропрочного сплава ЖС6-К (см. рис.1.6 [1]).

в) высокого давления

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{р вд}} &= 2\pi \rho_{\text{л вд}} \left(\frac{n_{\text{вд}}}{60} \right)^2 F_{\text{тк}} \Phi = \\ &= 2 \cdot 3.14 \cdot 8250 \cdot \left(\frac{7737}{60} \right)^2 \cdot 0.18895 \cdot 0.55 \cdot 10^{-6} = 89.5 \text{ МПа}, \end{aligned}$$

28. Задаем назначенным ресурсом двигателя 20000 часов. В течение назначенного ресурса двигатель работает на взлетном режиме приблизительно 2...5 %, то есть 400...1000 часов. Отсюда находим параметр Ларсена – Миллера по формуле:

а) для лопаток турбины высокого давления

$$P_{ВД} = T_{л\ ВД} (20 + \lg \tau) = 1319.6 \cdot (20 + \lg 1000) = 30350;$$

б) для лопаток турбины среднего давления

$$P_{ср} = T_{л\ ср} (20 + \lg \tau) = 1087.1 \cdot (20 + \lg 1000) = 25003;$$

в) для лопаток турбины низкого давления

$$P_{нд} = T_{л\ нд} (20 + \lg \tau) = 814.3 \cdot (20 + \lg 1000) = 18729.$$

По графику на рис.1.6 [1] по значению параметра Ларсена - Миллера находим для соответствующего материала допускаемое напряжение длительной прочности:

а) для лопаток турбины высокого давления $\sigma_{\tau\ ВД}^t \leq 100$ МПа;

б) для лопаток турбины среднего давления $\sigma_{\tau\ ср}^t = 380$ МПа;

в) для лопаток турбины низкого давления $\sigma_{\tau\ нд}^t = 620$ МПа.

Таким образом запас прочности составляет:

а) для лопаток турбины высокого давления

$$K_{\sigma\ ВД} = \frac{\sigma_{\tau\ ВД}^t}{\sigma_{р\ ВД}} = \frac{\leq 100}{89.5} = 1.12;$$

б) для лопаток турбины среднего давления

$$K_{\sigma\ ср} = \frac{\sigma_{\tau\ ср}^t}{\sigma_{р\ ср}} = \frac{380}{127.3} = 2.98;$$

в) для лопаток турбины низкого давления

$$K_{\sigma\ нд} = \frac{\sigma_{\tau\ нд}^t}{\sigma_{р\ нд}} = \frac{620}{62.1} = 9.98.$$

Рекомендуется иметь запас прочности $K_{\sigma} \geq 1.8 \dots 2.4$. Это условие не выдерживается для лопаток турбины высокого давления, поэтому необходимо осуществить специальное охлаждение лопаток. Принимаем для данных рабочих лопаток конвективно – пленочную систему охлаждения лопаток. По графику на рис.4.2 по значению относительного расхода охлаждающего воздуха $\bar{G} = \frac{G_{охл}}{G_{Г}} = 3\%$ определяем коэффициент эффективности охлаждения

$\theta = 0.5$. Затем из соотношения для этого коэффициента $\theta = \frac{T_{Г}^* - T_{л}}{T_{Г}^* - T_{охл}^*}$ находим

осредненное значение температуры наружной поверхности лопаток $T_{л} = 1190K$ при температуре газа $T_{Г}^* = 1650K$ и температуре охлаждающего

воздуха $T_{\text{ОХЛ}}^* \approx T_{\text{К}}^* - 150 \dots 250 = 930.1 - 200 = 730\text{K}$ (в результате охлаждения воздуха, отбираемого за компрессором высокого давления и направляемого в теплообменный аппарат, установленный в наружном контуре двигателя).

Отсюда уточняем параметр Ларсена – Миллера

$$P_{\text{вд}} = T_{\text{л вд}} (20 + \lg \tau) = 1190 \cdot (20 + \lg 1000) = 27370;$$

допускаемое напряжение длительной прочности $\sigma_{\tau \text{ вд}}^t = 200 \text{ МПа}$;

$$\text{запас прочности } K_{\sigma \text{ вд}} = \frac{\sigma_{\tau \text{ вд}}^t}{\sigma_{\text{р вд}}} = \frac{200}{89.5} = 2.23.$$

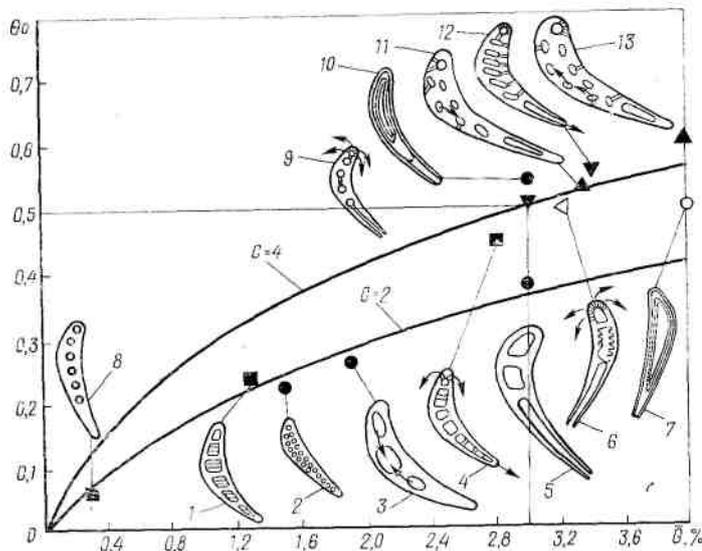


Рис.4.2. Зависимость коэффициента эффективности охлаждения от относительного расхода охлаждающего воздуха:

1, 2, 3, 5, 8 – внутреннее конвективное охлаждение по каналам лопаток;
7, 10 – дефлекторная схема охлаждения; 4, 6, 9, 11 – 13 – внешнее пленочное охлаждение

29. Сравнительный анализ показателей проектируемого ТРДД с двигателем Д-36 осуществляется по алгоритму, приведенному при расчете двухвального ТРДД.

Список использованных источников

1. 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. М.:МГТУ ГА, 2008. 89 с.
2. Иноземцев А.А., Коняев Е.А., Медведев В.В., Нерадько А.В., Ряссов А.Е. Авиационный двигатель ПС-90А. Под ред. А.А. Иноземцева. М.:Либра-К, 2007. 320 с.
3. 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.
4. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2.-М.:Машиностроение, 1977.
5. Ржавин Ю.А. Осевые и центробежные компрессоры двигателей летательных аппаратов. Теория, конструкция и расчёт. Учебник. М.:Изд-во МАИ,1995. 344 с.
6. Голубев В.А. Двухконтурные двигатели. Теория, расчет и характеристики. Учебное пособие. М.:Изд-во МАИ,1993. 166 с.
7. Крюков А.И. Некоторые вопросы проектирования ГТД: Учебное пособие. М. :Изд-во МАИ,1993.336 с.
8. Устройство и лётная эксплуатация силовых установок. Учебное пособие для вузов/Б.А.Соловьёв, А.А.Куландин, Н.В.Макаров и др.; Под ред. Б.А.Соловьёва. М.:Транспорт,1991. 256 с.
9. Гуля А.А., Пнев В.П. Силовая установка самолета Ил-86. М.:Машиностроение,1981. 206 с.
10. Крюков А.М. Конструкция и лётная эксплуатация авиадвигателя Д-30 2-ой серии. М.:Машиностроение,1977. 144 с.
11. Тимофеев Н.И. Конструкция и лётная эксплуатация двигателя НК-8-2У. М.:Машиностроение,1978. 144 с.
12. Трофимов И.Е., Торчук Ф.В. Конструкция и лётная эксплуатация двигателя АИ-25. М.:Машиностроение,1981. 88 с.
13. Лозицкий Л.П., Авдошко М.Д., Березлев В.Ф. и др. Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП (конструкция, надёжность и опыт эксплуатации). М.:Машиностроение,1988. 228 с.

Двухконтурные турбореактивные двигатели Запорожского
конструкторского бюро «Прогресс»

Основные данные	АИ-25	АИ-25ТЛ	Д-36	Д-18Т	Д-436Т	Д-436М
Начало серийного производства	1967	1970	1977	1984	1995	1986
Взлетная тяга, кН	14.7	16.9	63.7	230	75	73.6
Общая степень повышения давления	8.1	9.6	20.0	28.9	21.0	21.3
Температура газа перед турбиной, К	1206	1310	1510	1602	-	1550
Степень двухконтурности	2.1	2.0	5.6	5.81	5.49	5.9
Расход воздуха, кг/с	45.3	46.8	253	760	-	-
Удельная тяга, Н.с/кг	324	361	252	303	-	-
Удельная масса, кг/Н	0.0237	0.0237	0.0173	0.0178	0.0167	0.0172
Удельный расход топлива, кг/(Н.ч):						
а) На взлете	0.0581	0.061	0.0382	0.0357	-	0.0382
б) На крейсерском режиме	0.0811	0.0831	0.0662	0.06	0.062	0.0653
Высота крейсерского полета, км	6	6	8	11	-	-
Число Маха	0.48	0.48	0.75	0.75	-	-
Масса двигателя, кг	348	400	1100	4100	1250	1266
Схема ТРДД: компрессор турбина	3+8 1+2	3+8 1+2	1+6+7 1+1+3	1+6+7 1+1+3	1+6+7 1+1+3	1+6+7 1+1+3
Частота вращения ротора, об/мин:						
НД	10750	10750	5200/10530			
ВД	16640	16640	14200			
Камера сгорания	Кольц.	Кольц.	Кольц.	Кольц.	Кольц.	Кольц.
Габаритные размеры:						
длина, м	1.993	3.358	3.324	4.792		
ширина, м	0.82	0.942	1.541	2.650	1.712	1.712
высота, м:	0.896	0.928	1.711	2.765		
Применение	Як-40 М-15	Л-39	Як-42 Ан-72 Ан-74	Ан-124 Ан-225	Ту-334 Ан-72 Ан-74	Як-42М Ан-225

Продолжение приложения П.1

Двухконтурные турбореактивные двигатели Пермского
машиностроительного конструкторского бюро

Основные данные	Д-20П	Д-30	Д-30КУ	Д-30КП	ПС-90А
Начало серийного производства	1959	1967	1971	1972	1988
Взлетная тяга, кН	53	66.7	108	118	157
Общая степень повышения давления	14.0	18.6	20.5	21.0	36.0
Температура газа перед турбиной, К	1330	1360	1400	1425	1610
Степень двухконтурности	1.0	1.0	2.4	2.4	4.7
Расход воздуха, кг/с	113	126	283	283	508
Удельная тяга, Н.с/кг	469	529	385	417	309
Удельная масса, кг/Н	0.0277	0.0232	0.0245	0.0224	0.0178
Удельный расход топлива, кг/(Н.ч): а) На взлете б) На крейсерском режиме	0.0897	0.0796	0.0715	0.0715	0.0591
Высота крейсерского полета, км	10	10	11	10	11
Число Маха	0.725	0.8	0.8	0.8	0.8
Масса двигателя, кг	1468	1550	2650	2650	2800
Схема ТРДД: компрессор турбина	3+8 1+2	4+10 2+2	3+11 2+4	3+11 2+4	1+2п+13 2+4
Частота вращения ротора, об/мин: НД ВД	8550 11700	7750 11550	4750 10370	4900 10620	4533 12053
Камера сгорания	Тр-12	Тр-12	Тр-12	Тр-12	Тр-12
Габаритные размеры: Длина, м Диаметр, м	3.304 0.915	3.983 0.963	5.698 1.45	5.448 1.45	5.33 1.9
Применение	Ту-124	Ту-134	Ил-62М Ту-154М	Ил-76Т	Ил-96-300 Ту-204

Продолжение приложения П.1

Двухконтурные турбореактивные двигатели
Куйбышевского НПО «Труд»

Основные данные	НК-8	НК-8-4	НК-8-2У	НК-86
Начало серийного производства	1964	1968	1972	1980
Взлетная тяга, кН	93	103	103	127
Общая степень повышения давления	10.0	10.8	10.8	13.4
Температура газа перед турбиной, К	1140	1190	1190	1260
Степень двухконтурности	0.984	1.042	1.049	1.3
Расход воздуха, кг/с	214.5	222	228	292
Удельная тяга, Н.с/кг	433	464	452	435
Удельная масса, кг/Н	0.0269	0.0237	0.0228	0.0193
Удельный расход топлива, кг/(Н.ч):				
а) На взлете	0.0632	0.0601	0.0591	0.054
б) На крейсерском режиме	0.0846	0.0795	0.0774	0.0754
Высота крейсерского полета, км	11	11	11	11
Число Маха	0.8	0.8	0.8	0.8
Масса двигателя, кг	2500	2440	2350	2450
Схема ТРДД: компрессор турбина	2+2п+6 1+2	2+2п+6 1+2	2+2п+6 1+2	2+3п+6 1+2
Частота вращения ротора, об/мин:				
НД	5250	5330	5180	5470
ВД	7070	6950	6900	7220
Камера сгорания	кольц	Кольц	кольц	Кольц
Габаритные размеры:				
Длина, м	4.766	5.101	5.288	3.638
Диаметр, м	1.442	1.442	1.442	1.6
Применение	Ил-62	Ил-62	Ту-154	Ил-86

Приложение 2

**Воздушные суда с двухконтурными
турбореактивными двигателями**

Основные данные	Ан-72	Ан-124	Ан-225
Первый полет, год	1977	1982	1988
Начало серийного производства, год	1982	1984	-
Число, тип и марка двигателей	2 ТРДД Д-36	4 ТРДД Д-18Т	6 ТРДД Д-18Т
Тяга двигателя, кН	63.7	230	230
Длина самолета, м	28.07	69.1	84
Высота самолета, м	8.25	21.1	18.1
Размах крыла, м	31.81	73.6	88.4
Площадь крыла, м ²	99	628	905
Диаметр фюзеляжа, м	3.1	-	-
Колея шасси, м	4.15	8	8
Размеры грузовой кабины, м:			
Длина	10.5	36.5	43.3
Ширина	2.15	6.4	6.4
Высота	2.2	4.4	4.4
Взлетная масса, т	33.5	405	600
Масса снаряженного самолета, т	-	-	-
Максимальная десантная нагрузка, т	10	150	250
Дальность полета при максимальной нагрузке, км	1000	4500	4500
Десантная нагрузка при увеличенном запасе топлива, т	7.5	-	-
Дальность полета при увеличенном запасе топлива, км	2000	16500	-
Максимальная дальность полета, км	-	-	14700
Крейсерская скорость, км/ч	720	800...850	700...850
Экипаж, чел	3	6	6

Продолжение приложения П.2

Основные данные	Ил-62	Ил-62М	Ил-86	Ил-96-300
Первый полет, год	1963	1970	1976	1988
Начало серийного производства, год	1963	1970	1980	1989
Число, тип и марка двигателей	4 ТРДД НК-8-4	4 ТРДД Д-30КУ	4 ТРДД НК-86	4 ТРДД ПС-90А
Тяга двигателя, кН	103	108	127	157
Длина самолета, м	53.12	53.12	59.54	55.35
Высота самолета, м	12.35	12.35	15.5	17.57
Размах крыла, м	42.5	42.5	48.06	57.66
Площадь крыла, м ²	279.55	279.55	330	350
Диаметр фюзеляжа, м	3.75x4.1	3.75x4.1	6.08	6.08
Колея шасси, м	6.8	6.8	11.15	10.4
Взлетная масса, т	161.6	165	210	216
Масса снаряженного самолета, т	69.4	71.6	113.9	117
Максимальная коммерческая нагрузка, т	23	23	42	40
Дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке, км	7550	8800	3600	9000
Коммерческая нагрузка при величнном запасе топлива, т	6	10	20	15
Дальность полета при увеличенном запасе топлива, км	10000	11050	5800	11000
Крейсерская скорость, км/ч	850	870	900...950	850...900
Число пассажиров	168...186	168...186	350	300
Экипаж, чел	5	5	3	3

Продолжение приложения П.2

Основные данные	Ту-124	Ту-134	Ту-144	Ту-154	Ту-154М	Ту-204
Первый полет, год	1960	1963	1968	1968	1984	1989
Начало серийного производства, год	1961	1964	1969	1969	1984	1990
Число, тип и марка двигателей	2 ТРДД Д-20П	2 ТРДД Д-30	4 ТРДДФ НК-144	3 ТРДД НК-8-2	3 ТРДД Д-30КУ-154	2 ТРДД ПС-90А
Тяга двигателя, кН	53	66.7	199	93	105	157
Длина самолета, м	30.58	37.1	65.7	47.9	47.9	46
Высота самолета, м	8.08	9.02	12.5	11.4	11.4	13.9
Размах крыла, м	25.55	29	28	37.55	37.55	42
Площадь крыла, м ²	105.35	115	507	180	180	168
Диаметр фюзеляжа, м						
Колея шасси, м	9.05	9.45	6.0	11.5	11.5	7.8
Взлетная масса, т	37.6	47.6	207	98	100	93.5
Масса пустого самолета, т	23.16	29	98	52	53	56.5
Максимальная коммерческая нагрузка, т	6	8.2	15	18	18	21
Дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке, км	1500	1980	3500	3300	3700	2500
Коммерческая нагрузка при величнном запасе топлива, т	4.1	5	-	6	7	13.2
Дальность полета при увеличенном запасе топлива, км	2040	3060	6500	4500	5000	4600
Крейсерская скорость, км/ч	750...850	750...850	2200	850	850	810...850
Число пассажиров	44-56	80-86	150	164-180	164-175	214
Экипаж, чел	3	3	4	3-4	3-4	2-3

Продолжение приложения П.2

Основные данные	Як-40	Як-42
Первый полет, год	1973	1975
Начало серийного производства, год	1973	1977
Число, тип и марка двигателей	3 ТРДД АИ-25	3 ТРДД Д-36
Тяга двигателя, кН	14.7	63.7
Длина самолета, м	20.36	36.38
Высота самолета, м	6.5	9.83
Размах крыла, м	25	34.68
Площадь крыла, м ²	70	150
Диаметр фюзеляжа, м		
Колея шасси, м		
Взлетная масса, т	16.1	53.5
Масса пустого самолета, т	9.685	30.99
Максимальная коммерческая нагрузка, т	2.72	14.5
Дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке, км	1500	1000
Коммерческая нагрузка при величнном запасе топлива, т		
Дальность полета при увеличенном запасе топлива, км		
Крейсерская скорость, км/ч	550	810
Число пассажиров	32	120
Экипаж, чел	2	2

