

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кафедра «Двигатели летательных аппаратов»

Шулекин В.Т., Тихонов Н.Д.

ПОСОБИЕ

по расчёту высотно-скоростных характеристик турбореактивных и
турбовальных двигателей по дисциплине «Теория авиационных
двигателей» (курсовая работа, часть 2, для студентов специальности
130300 всех форм обучения)

Москва – 2002

Учебно-методическое пособие по расчёту высотно-скоростных характеристик турбореактивных и турбовальных двигателей воздушных судов гражданской авиации по дисциплине «Теория авиационных двигателей» издаётся в соответствии с рабочей программой этой дисциплины в учебном плане подготовки студентов по специальности 130300 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» всех форм обучения. Пособие предназначено для выполнения курсовой работы (часть 2 «Расчёт лётных характеристик авиационных ГТД») по данной дисциплине. Пособие может быть также использовано в дипломных проектах и в научно-исследовательских работах студентов.

В пособии приведены примеры расчёта лётных характеристик турбореактивных и турбовальных двигателей различных схем (ТРД, ТРДФ, ТВД, вертолётный ГТД, ВГТД). Алгоритмы расчёта могут быть реализованы студентами и другими специалистами в программах для компьютера на различных алгоритмических языках (Pascal, Excel и др.).

Пособие рассмотрено и обсуждено на заседании кафедры «Двигатели летательных аппаратов», протокол № 2 от 2 октября 2002 года и на заседании методической комиссии Механического факультета по специальности 130300, протокол № 2 от 12 октября 2002 года.

Рецензент, заведующий кафедрой, профессор, д.т.н. Коняев Е.А.

<u>Содержание</u>	<u>Стр.</u>
<u>Введение</u>	<u>3 - 6</u>
<u>1. Турбореактивные двигатели</u>	<u>7 – 47</u>
1.1. Одновальный турбореактивный двигатель	7 - 26
1.2. Двухвальный турбореактивный двигатель	26 - 26
1.3. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой	36 - 47
<u>2. Турбовальные двигатели</u>	<u>48 - 88</u>
2.1. Турбовинтовой двигатель	48 - 57
2.2. Вертолётный ГТД	57 - 79
2.2.1. Особенности рабочего процесса вертолётных ГТД	57 - 64
2.2.2. Расчёт высотно-скоростных характеристик вертолётных ГТД	64 -71
2.2.3. Расчёт статического потолка для вертолёта	72 - 72
2.2.4. Расчёт высоты ограничения мощности вертолётного ГТД	72 - 73
2.2.5. Определение максимальной скорости полёта вертолёта	73 - 79
2.3. Вспомогательный ГТД	80 - 88
<u>Список использованных источников</u>	<u>88 - 88</u>

Введение

Характеристиками авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) называют зависимости тяги P (или мощности N) и удельного расхода топлива $C_{уд}$ (или C_e) от высоты H , скорости полёта V и от режима работы двигателя. Отсюда изменение P (или N) и $C_{уд}$ (или C_e) от H называют высотными, от V – скоростными и от режима работы двигателя (или, что тоже самое от частоты вращения ротора ГТД n) – дроссельными характеристиками соответственно. **Характеристики P (или N) и $C_{уд}$ (или C_e) от H и V называют высотно-скоростными (ВСХ) или лётными.**

Тяга (или мощность) двигателя и его экономичность ($C_{уд}$ или C_e) при заданных условиях полёта (H и V) и при известных коэффициентах полезного действия (КПД) отдельных элементов ГТД определяются **основными параметрами рабочего процесса:**

а) степенью повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* ;

б) температурой газа перед турбиной $T_{Г}^*$;

в) температурой газа в форсажной камере $T_{Ф}^*$ (для форсированных ГТД).

В ГТД величина π_k^* зависит в основном от частоты вращения ротора n . Поэтому n , $T_{Г}^*$ и $T_{Ф}^*$ являются **регулируемыми параметрами**. Изменение названных параметров двигателя определённым образом на различных режимах работы ГТД составляет содержание **закона управления и программы регулирования** (дросселирования) двигателя.

Например, при расчёте ВСХ (переменные H и V) и задании определённого положения рычага управления двигателем (РУД) изменение n , $T_{Г}^*$ и $T_{Ф}^*$ свидетельствует о законе управления (регулирования) ГТД, а при расчёте дроссельных характеристик (неизменные H и V , переменные положения РУД) изменение упомянутых параметров составляет определённую программу регулирования двигателя.

Использование того или иного закона управления ГТД устанавливается условиями эксплуатации воздушного судна. Например, для получения максимальной тяги (или мощности), необходимой для взлёта ВС, рекомендуют следующий закон управления двигателем:

$$\underline{n = n_{max} = const; T_{Г}^* = T_{Г max}^* = const; T_{Ф}^* = T_{Ф max}^* = const,} \quad (1)$$

где индекс «max» указывает на максимальный режим работы двигателя.

При наборе высоты полёта ВС согласно Руководству по лётной эксплуатации (РЛЭ) для двигателя рекомендуют следующий закон управления:

$$\underline{n = n_{ном} = const; T_{Г}^* = T_{Г ном}^* = const; T_{Ф}^* = T_{Ф ном}^* = const,} \quad (2)$$

где индекс «ном» соответствует номинальному (максимально продолжительному) режиму работы двигателя.

На крейсерской скорости полёта (на эшелоне $H_{кр}$ и $V_{кр}$) управление ГТД осуществляется по закону, который обеспечивает такое сочетание параметров n , $T_{г}^*$ и $T_{ф}^*$, чтобы достигнуть наилучшей экономичности ($C_{уд.кр} = \min$) (необходимой для максимальной продолжительности полёта). Режим работы двигателя в полете ВС на эшелоне - крейсерский.

Для реализации заданного закона управления необходимо иметь соответствующие средства воздействия на двигатель, называемые **регулирующими факторами**. Такими факторами могут быть:

а) в ТРД расход топлива G_T ; площадь критического сечения реактивного сопла $F_{кр}$; минимальное сечение межлопаточных каналов первого соплового аппарата турбины («горло» двигателя) F_{ca1} ; угол поворота направляющих лопаток в компрессоре $\varphi_{на}$; угол поворота рабочих лопаток вентилятора $\varphi_{рл.в.}$ и др.;

б) в ТРДФ дополнительно ещё расход топлива в форсажной камере $G_{тф}$;

в) в ТВД дополнительно ещё угол установки лопастей воздушного винта $\varphi_{уст}$.

Причём для независимого изменения всех регулируемых параметров нужно иметь такое же количество регулирующих факторов. Распределение же регулирующих факторов между регулируемыми параметрами может быть различным. В авиационных ГТД часто применяется следующая система воздействий:

$$G_T \Leftrightarrow n; \quad F_{кр} \Leftrightarrow T_{г}^*; \quad G_{тф} \Leftrightarrow T_{ф}^*; \quad \varphi_{уст} \Leftrightarrow n \quad (3)$$

Реализация закона управления (1) требует измерения $T_{г}^*$, что в ряде случаев представляет определённые трудности ввиду значительной неравномерности температурного поля в радиальном и окружном направлениях, отсутствии надёжной высокотемпературной измерительной аппаратуры и т.д. Кроме того, установка регулируемых выходного сопла и первого соплового аппарата турбины, позволяющих изменять $F_{кр}$ и F_{ca1} , в ряде случаев оказывается нецелесообразным ввиду сложности и громоздкости органов управления. Поэтому часто в целях упрощения системы автоматического управления (САУ) и, следовательно, повышения надёжной работы двигателя и обеспечения надлежащего уровня безопасности полётов ВС $F_{кр}$ и F_{ca1} сохраняют неизменными. При этом возможны следующие законы управления двигателем:

$$а) \quad n = n_{max} = const; \quad T_{г}^* = var; \quad (4a)$$

$$б) \quad T_{г}^* = T_{г. max}^* = const; \quad n = var \quad (4б)$$

Как показывают теоретические расчёты, при определённых параметрах рабочего процесса и при дозвуковых скоростях полета ($M_n < 1$) при $F_{кр} = const$, $F_{ca1} = const$ сохраняются также постоянными удельная работа компрессора L_k и $T_{г}^*$. Например, такое изменение L_k и $T_{г}^*$ при законе управления (4а) характерно для одновального ТРД при $\pi_{к.расч}^* = 6 \dots 8$ (расчётная степень повышения давления в компрессоре на $H=0$, $V=0$).

Отформатировано

Если же ТРД применяется для сверхзвуковых скоростей полета ($M_n > 1.3$), то использование закона управления (4а) нецелесообразно, так как при нерегулируемом выходном сопле ($F_{кр} = const$) происходит существенное снижение тяги из-за уменьшения $T_{г}^*$ или частоты вращения ротора n (при законе управления 4б).

При применении двухвальных ТРД улучшается работа турбокомпрессора на нерасчётных режимах за счёт расширения диапазона устойчивых режимов работы компрессора. Однако такая схема ГТД приводит к появлению ещё одного регулируемого параметра $n_{нд}$ (или $n_{вд}$) – частоты вращения ротора низкого (или высокого) давления, то есть в двухвальных ТРД регулируемые параметрами являются $n_{нд}$, $n_{вд}$ и $T_{г}^*$. При неизменной проточной части турбокомпрессора ($F_{ca1} = const$, $F_{ca2} = const$) наличие одного регулирующего фактора приводит к следующим возможным законам управления:

$$\text{а) } T_{г}^* = const; n_{вд} = var; n_{нд} = var \quad (5а)$$

$$\text{б) } n_{вд} = const; T_{г}^* = var; n_{нд} = var \quad (5б)$$

$$\text{в) } n_{нд} = const; T_{г}^* = var; n_{вд} = var \quad (5в)$$

Целесообразность использования того или иного закона управления обуславливается целью или назначением летательного аппарата. Например, закон управления (5б) оказывается выгодным для ВС с околозвуковыми скоростями полёта ($M_n = 0.9 \dots 0.95$).

Для сверхзвуковых скоростей полёта более целесообразным может оказаться закон управления (5в). В этом случае с ростом M_n увеличиваются $n_{вд}$ и $T_{г}^*$, что существенно повышает тягу двигателя. Однако при этом необходимо ограничивать $T_{г}^*$, чтобы предохранить лопатки первых ступеней турбины высокого давления от «перегрева», то есть перейти на закон управления (5а).

Таким образом, для больших сверхзвуковых скоростей полёта получается комбинированный закон управления (5в и 5а). Закон управления (5а) является промежуточным между законами (5в) и (5б) и часто называется «ограничением по предельной температуре газа».

В форсированных ТРД (ТРДФ) чаще применяется закон управления (1). Однако непосредственное поддержание постоянной $T_{ф}^*$ ещё более сложно, чем $T_{г}^*$. Поэтому у ТРДФ, имеющих на бесфорсажных режимах закон управления (4а), для режимов форсажа применяют:

$$\pi_{г}^* = const; F_{кр\phi} = const \quad (6)$$

где $F_{кр\phi} = F_{кр} \sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{г}^*}}$ – потребная площадь выходного сопла в критическом сечении

при включении форсажной камеры; $T_{г}^*$ – температура газа за турбиной. При этом величина $T_{ф}^*$ с достаточной степенью точности сохраняется постоянной.

Для небольших скоростей полёта ($M_n = 0.6 \dots 0.7$) применяют турбовинтовые двигатели (ТВД). Регулирующими факторами в ТВД обычно являются: $G_{т}$ – расход топлива и $\phi_{уст}$ – угол установки лопастей воздушного винта, а регулируемые

параметрами n и T_r^* . На всех отечественных ТВД (НК-12, АИ-20, АИ-24 и др.), а также на большинстве зарубежных ТВД применяется закон управления:

$$n = \text{const}; T_r^* = \text{var}, \quad (7)$$

а после, так называемой высоты $H_{\text{огр}}$ и скорости $V_{\text{огр}}$ ограничения винтовой мощности $n = \text{const}; T_r^* = T_{r \max}^* = \text{const}$ (8)

Постоянство частоты вращения ротора ТВД имеет следующие преимущества: упрощается система автоматического управления; обеспечивается приемлемая экономичность двигателя на дроссельных режимах; уменьшается опасность возникновения резонансных колебаний вала и лопаток; увеличивается запас устойчивости компрессора на пониженных режимах работы двигателя; улучшается приёмистость ГТД и др. К недостаткам этого закона управления следует отнести требование большого диапазона изменения $\varphi_{\text{вст}}$ (сложная конструкция воздушного винта), а также то, что двигатель в течение большей части периода эксплуатации должен работать на максимальной частоте вращения ротора ГТД.

Важное место в гражданской авиации занимают вертолётные ГТД. Они выполняются по двухвальной схеме со свободной турбиной, от которой осуществляется через главный редуктор привод несущего (НВ) и рулевого винта (РВ). Управление двигателем в данном случае производится в зависимости от положения НВ и условий эксплуатации вертолёта. Для турбокомпрессора обычно принимают закон управления $n_{\text{тк}} = \text{const}$ (обеспечивается подачей топлива в камеру сгорания G_T), а силовая турбина управляется в зависимости от положения рычага общего шага (РОШ).

Большое распространение получили в гражданской авиации вспомогательные ГТД (ВГТД). Входящие в состав вспомогательных силовых установок (ВСУ), они на воздушных судах обеспечивают: запуск основных (маршевых) двигателей ВС; питание системы кондиционирования (СКВ) сжатым воздухом; питание бортовой сети ВС электроэнергией переменного и постоянного токов и др. В связи с приводом электрогенератора переменного тока и удовлетворения требований стабильности его выходных параметров независимо от внешних и внутренних воздействий в ВГТД применяется закон и программа регулирования:

$$n_{\text{физ}} = \text{const}; T_r^* = \text{var} \quad (9)$$

Обычно расчёт высотно-скоростных характеристик авиационных ГТД включает решение следующих задач:

1. Выбор и обоснование закона управления двигателя. В учебной практике для этих целей используется задание двигателя – прототипа, который устанавливается на конкретных воздушных судах.

2. Определение (или задание) характеристик отдельных элементов двигателя (входного устройства, компрессора, камеры сгорания, турбины, выходного сопла, камеры смешения, форсажной камеры, редуктора, генератора, воздушного винта и др.).

3. Газодинамический расчёт двигателя в условиях старта воздушного судна ($H=0, V=0$) на взлётном режиме работы ГТД.

4. Составление системы уравнений совместной работы элементов ГТД для нерасчётных режимов работы двигателя.

5. Расчёты ГТД на различных скоростях и высотах полёта с целью определения тяги (или мощности) и удельного расхода топлива.
6. Построение эксплуатационных ограничений.

1. Примеры расчёта высотно-скоростных характеристик авиационных ГТД.

1.1. Одновальный турбореактивный двигатель.

Для расчёта высотно-скоростных характеристик ТРД необходимо иметь (или задать) характеристики отдельных элементов двигателя:

а) входное устройство

$$\sigma_{вх} = \sigma_{вх}(M_n);$$

б) компрессор

1. Нерегулируемый компрессор. Закон управления $n = const, F_{кр} = const$.

Изменение степени повышения давления в компрессоре π_k^* и адиабатического КПД η_k^* от приведенной частоты вращения $n_{пр}$ для различных значений $\pi_{к\text{ расч}}^*$ приведено в работе [2]. В данной работе эти зависимости представляются в виде полинома:

а) для относительной степени повышения давления в компрессоре

$$\bar{\pi}_k^* = a_1 \bar{n}_{пр}^{-3} + a_2 \bar{n}_{пр}^{-2} + a_3 \bar{n}_{пр}^{-1} + a_4$$

б) для относительного адиабатического КПД компрессора

$$\bar{\eta}_k^* = c_1 \bar{n}_{пр}^{-4} + c_2 \bar{n}_{пр}^{-3} + c_3 \bar{n}_{пр}^{-2} + c_4 \bar{n}_{пр}^{-1} + c_5,$$

где $\bar{n}_{пр} = \frac{n}{n_{\text{расч}}} = \frac{\sqrt{T_{Н\text{ расч}}^*}}{\sqrt{T_{Н}^*}} = \sqrt{\frac{288}{T_{Н}^*}}$, $\bar{\pi}_k^* = \frac{\pi_k^*}{\pi_{к\text{ расч}}^*}$; $\bar{\eta}_k^* = \frac{\eta_k^*}{\eta_{к\text{ расч}}^*}$, так как

принят закон управления $n = const$.

Значения коэффициентов полиномов приведены в таблице 1.1. При $\pi_{к\text{ расч}}^*$ отличных от указанных в этой таблице, значения коэффициентов полиномов определяются линейной интерполяцией с соблюдением условия, что при $\bar{n}_{пр} = 1.0$ сумма коэффициентов равна единице.

2. Регулируемый компрессор:

при $\bar{n} \leq 1.0$

$$\bar{\pi}_k^* = 2.5 \cdot \bar{n} - 1.5 \quad (\text{при } \pi_{к\text{ расч}}^* = 6 \dots 10)$$

$$\bar{\pi}_k^* = 3.2 \cdot \bar{n} - 2.2 \quad (\text{при } \pi_{к\text{ расч}}^* = 11 \dots 20)$$

при $\bar{n} > 1.0$

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

$$\overline{\pi_k^*} = 2.1 \cdot \overline{n} - 1.1 \quad (\text{при } \pi_{k \text{ расч}}^* = 6 \dots 20)$$

Для относительного КПД:

$$\overline{\eta_k^*} = -0.9 + 4.2 \cdot \overline{n} - 2.3 \cdot \overline{n}^2 \quad (\text{при } \pi_{k \text{ расч}}^* = 6 \dots 20)$$

Таблица 1.1

$\pi_{k \text{ расч}}^*$	Параметр	a_1	a_2	a_3	a_4
2	π_k^*	-1.745	3.445	-0.935	0.235
4	-/-	-5.448	13.443	-9.367	2.372
6	-/-	-9.924	25.448	-19.678	5.154
8	-/-	-12.929	33.395	-26.373	6.907
10	-/-	-14.72	38.325	-30.694	8.089
12	-/-	-19.941	52.680	-43.577	11.838
14	-/-	-20.32	53.885	-44.689	12.124
16	-/-	-21.898	58.617	-49.235	13.516

$\pi_{k \text{ расч}}^*$	Параметр	c_1	c_2	c_3	c_4	c_5
2	η_k^*	22.3	-81.1	108.2	-62.9	14.5
4	-/-	24.9	-90.1	119.3	-68.5	15.4
6	-/-	23.2	-83.5	109.0	-61.1	13.4
8	-/-	26.4	-93.4	119.5	-65.2	13.7
10	-/-	40.9	-145.0	186.9	-103.4	21.6
12	-/-	56.2	-200.8	262.1	-147.6	31.1
14	-/-	78.2	-282.3	373.8	-214.5	45.8
16	-/-	103.7	-376.4	502.0	-290.6	62.3

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

С полученными значениями π_k^* и η_k^* далее рассчитываются:

- относительное изменение удельной работы компрессора

$$\overline{L_k} = \frac{L_k}{L_{k \text{ расч}}}$$

где $L_k = c_p T_n^* (\pi_k^{*k} - 1) / \eta_k^*$; $L_{k \text{ расч}} = c_p T_{n \text{ расч}}^* (\pi_{k \text{ расч}}^{*k} - 1) / \eta_{k \text{ расч}}^*$

- относительное изменение температуры газа перед турбиной

$$\overline{T_\Gamma^*} = \overline{L_k}$$

в) камера сгорания

Отформатировано

Принимается, что на всех режимах полёта коэффициент выделения тепла η_Γ и коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{кс}$ не меняются, то есть:

$$\eta_\Gamma = const, \sigma_{кс} = const$$

Отформатировано

г) турбина

Отформатировано

Принимается, что параметр расхода газа через первый сопловой аппарат

турбины $\frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{p_{\Gamma}^*}$ и адиабатический КПД по параметрам заторможенного потока η_{Γ}^*

не меняются по режимам полёта, то есть:

$$\frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{p_{\Gamma}^*} = const, \eta_{\Gamma}^* = const.$$

д) реактивное сопло

Принимается, что коэффициент скорости в выходном сопле не меняется по режимам полёта: $\varphi_c = const$.

е) система отбора мощности от турбины двигателя

Мощность, отбираемая от турбины, на привод вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, генератора и др.), а также для преодоления трения в опорах ротора двигателя учитывается механическим КПД $\eta_{мех}$, величина которого сохраняется постоянной на всех режимах полёта: $\eta_{мех} = const$.

Исходными данными для выполнения расчёта высотно-скоростных характеристик одновального ТРД (рис.1.1) являются результаты газодинамического расчёта, приведенные в работе [1]:

- тяга двигателя $P=100$ кН; - общая степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 15$; - температура газа перед турбиной $T_{\Gamma}^*=1370$ К; - прототип – двигатель РД-3М-500.

Основные данные элементов проектируемого одновального ТРД:

а) входное устройство

$p_{\Pi}^*=1.01325 \cdot 10^5$ Н/м²; $T_{\Pi}^*=288.15$ К; $p_{\Pi}^*=1.01325 \cdot 10^5$ Н/м²; $T_{\Pi}^*=288.15$ К; $\sigma_{вх}=0.99$;

$p_{\text{в}}^*=1.00312 \cdot 10^5$ Н/м²; $T_{\text{в}}^*=288.15$ К; $M_{\Pi}=0$;

б) компрессор

$p_{\text{в}}^*=1.00312 \cdot 10^5$ Н/м²; $T_{\text{в}}^*=288.15$ К; $c_{\text{в}}=200.3$ м/с; $\lambda_{\text{в}}=0.6448$; $q(\lambda_{\text{в}})=0.8500$;

$F_{\text{в}}=0.6114$ м²; $\pi_{\kappa}^*=15$; $\eta_{\text{о}}=0.9$; $\eta_{\kappa}^*=0.857$; $p_{\kappa}^*=15.0468 \cdot 10^5$ Н/м²; $T_{\kappa}^*=680.74$ К; $c_{\kappa}=100$ м/с; $\lambda_{\kappa}=0.2095$; $q(\lambda_{\kappa})=0.3244$; $F_{\kappa}=0.16416$ м²; $G_{\kappa}=124.07$ кг/с; $L_{\kappa}=394356$ Дж/кг;

в) камера сгорания

$T_{\Gamma}^*=1370$ К; $c_{\Pi}=1.2421 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $q_{\text{вн}}=856.113$ кДж/кг; $G_{\Gamma}=8538$ кг/ч; $g_{\Gamma}=0.02006$;

$R_{\Gamma}=287.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $T_{\kappa}^*=680.74$ К; $p_{\Gamma}^*=14.44489 \cdot 10^5$ Н/м²; $\sigma_{\kappa\text{с}}=0.96$; $\eta_{\Gamma}=0.99$;

г) турбина

$p_{\Gamma}^*=14.44489 \cdot 10^5$ Н/м²; $T_{\Gamma}^*=1370$ К; $L_{\Gamma}=407847$ Дж/кг; $g_{\text{охл}}=0.027$; $g_{\text{отб}}=0.02$;

$g_{\Gamma}=0.9718$; $\eta_{\text{мех}}=0.995$; $\pi_{\Gamma}^*=3.712$; $\eta_{\Gamma}^*=0.925$; $p_{\Gamma}^*=3.8917 \cdot 10^5$ Н/м²;

$c_{\text{рг}}=1.117$ кДж/(кг·К); $c_{\text{рв}}=1.062$ кДж/(кг·К); $a = \frac{c_{\text{рг}} g_{\Gamma} T_{\Gamma}^* + c_{\text{рв}} g_{\text{охл}} T_{\kappa}^*}{g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}} = 807.99$;

$T_{\Gamma}^*=1018.0$ К; $T_{\Gamma}^*=1009.4$ К;

Отформатировано

Отформатировано

д) ВЫХОДНОЕ СОПЛО

Располагаемая степень понижения давления $\pi_{ср}=3.841$. При полном расширении газа ($p_c=p_n$) проточная часть реактивного сопла представляется суживающегося+

+расширяющегося типа. Основные данные сопла с полным расширением:

$c_c=806.7$ м/с; $\varphi_c=0.99$; $p_c=1.01325 \cdot 10^5$ Н/м²; $T_c=728.5$ К; $\rho_c=0.4838$ кг/м³;

$\lambda_c=1.4016$; $\gamma(\lambda_c)=3.0846$; $F_c=0.3469$ м²; $D_c=0.636$ м; $F_{кр}=0.0.2585$ м²; $D_{кр}=0.574$ м;

$P_{уд}=806.0 \frac{\text{Н}\cdot\text{с}}{\text{кг}}$; $P=100000$ Н; $C_{уд}=0.0846 \frac{\text{кг}}{\text{Н}\cdot\text{ч}}$; $G_B=124.07$ кг/с; $G_{отб}=2.48$ кг/с;

$N_{отб}=246$ кВт.

Для проектируемого ТРД принимается закон управления $n=const$. Критическая площадь сечения сопла не меняется по режимам полета, то есть $F_{кр}=const$. На основании уравнения совместной работы турбины и выходного сопла принимается

Рис.1.1. Схема одновального турбореактивного двигателя:

1 – входное устройство для дозвуковых скоростей полёта; 2 – компрессор;

3 – камера сгорания; 4 – турбина; 5 – выходное сопло суживающегося типа;

н, вх, в, к, г, т, с – обозначения контрольных сечений потока воздуха и газа;

G_T – расход воздуха, кг/с; V – скорость полёта воздушного судна; c_c – скорость истечения газа из выходного сопла

Отформатировано

на всех режимах полёта $\pi_t^*=const$. Отсюда уравнение совместной работы элементов газогенератора на нерасчётных режимах работы двигателя определяется уравнением

$$\frac{\pi_K^*}{q(\lambda_B)} = C \sqrt{\frac{\frac{\kappa-1}{\pi_K^*} - 1}{\eta_K^*}} \quad \text{или} \quad \frac{\pi_K^*}{q(\lambda_B)} = C \sqrt{\frac{\frac{n_c-1}{\pi_K^*} - 1}{n_c}}, \text{ где } n_c \text{ – показатель политропы}$$

находится из соотношения:

$$\frac{\kappa-1}{\kappa\eta_0} = \frac{n_c-1}{n_c}; n_c = 1.4651.$$

Таким образом, константа данного уравнения равна:

$$\frac{15}{0.85} = C \sqrt{15 \frac{1.4651-1}{1.4651} - 1}; C = 15.119$$

В расчетах высотно-скоростных характеристик одновального ТРД принимается, что двигатель работает на $H=0$ на максимальном режиме, при $H>0$ – на максимальном продолжительном (номинальном) режиме ($n_{ном}=(0.95\dots 0.97)n_{max}$), а при $H=11$ км – на крейсерском режиме ($n_{кр}=(0.78\dots 0.88)n_{max}$). Порядок расчёта и результаты приведены в таблице 1.2.

В случае установки на двигатель суживающегося сопла, как, например, у ТРД РД-3М-500, при сверхкритических перепадах давления в таком сопле

$$(\pi_{ср} \geq \pi_{кр} = \left(\frac{\kappa_{\Gamma}+1}{2}\right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}} = 1.8506) \text{ происходит неполное расширение газа } (p_c > p_n).$$

Соответственно, для такой схемы сопла имеет место «недобор тяги», величина которого зависит от располагаемой степени понижения давления в реактивном сопле $\pi_{ср}$. Порядок расчёта высотно-скоростных характеристик одновального ТРД с суживающимся соплом приведен в таблице 1.3. В этой таблице позиции 1-34 совпадают с таблицей 1.2.

В случае использования одновального ТРД для обеспечения сверхзвуковых скоростей полёта воздушного судна применяется закон управления двигателя $n_{max}=const, T_{г max}^*=const$. Однако при дозвуковых скоростях полёта ($T_{н}^* < T_{н расч}^* = 288.15$ К) возможна неустойчивая работа компрессора ($\bar{n}_{пр} > 115\%$) и поэтому при расчёте лётных характеристик режим работы двигателя понижается.

Принимается также для данного закона управления ТРД, что адиабатическая работа сжатия в компрессоре не меняется по режимам полёта, то есть:

$$L_{к ад}^* = c_{рв} T_{в расч}^* (\pi_{к расч}^* - 1) = const \text{ или при } c_{рв} = const$$

$$T_{в расч}^* (\pi_{к расч}^* - 1) = C_1; C_1 = 288.15 \cdot (15^{0.4/1.4} - 1) = 336.511$$

Критерием выбора режима работы двигателя в дозвуковом полёте принимается максимально возможная относительная плотность тока на входе в компрессор [$q(\lambda_{в max}) \approx 0.95$]. Порядок расчёта высотно-скоростных характеристик одновального ТРД для принятого закона управления и результаты приведены в таблице 1.4.

На основании полученных результатов вычерчиваются зависимости тяги и удельного расхода топлива от скорости полета при варьировании высоты (скоростные характеристики ТРД), а затем те же зависимости от высоты полета при варьировании скорости (высотные характеристики ТРД). На полученные зависимости наносятся эксплуатационные ограничения по устойчивой работе компрессора ($\pi_{квд max}^* = (1.05\dots 1.15) \pi_{квд расч}^*$), по прочности лопаток компрессора ВД

$(p_{к max}^* = (1.05 \dots 1.15) p_{к расч}^*)$, по устойчивой работе камеры сгорания ($\alpha_{с} < 1.8 \dots 2.2$).
 Далее осуществляется анализ протекания высотно-скоростных характеристик ТРД, отмечаются их характерные особенности и изучаются причины этих особенностей.

Таблица 1.2

Высотно-скоростные характеристики одновального ТРД при полном расширении

В ВЫХОДНОМ СОПЛЕ

№ п/п	Наименование параметра, расчётная формула	M_n	Высота полёта, км				
			0	4	6	8	11
1	2	3	4	5	6	7	8
1	Температура наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $T_H = 288.15 - 6.5 \cdot H$	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.20	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.40	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.60	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.80	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		1.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
2	Давление наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $p_H = 1.01325 \cdot (1 - \frac{H}{44.368})^{5.2532} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$	0.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.20	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.40	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.60	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.80	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		1.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
3	Температура торможения на входе в двигатель $T_H^* = T_H (1 + \frac{\kappa-1}{2} M_n^2)$	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.20	290.46	264.25	251.14	238.04	218.38
		0.40	297.37	270.54	257.12	243.71	223.58
		0.60	308.90	281.02	267.09	253.15	232.25
		0.80	325.03	295.71	281.04	266.38	244.38
		1.00	345.78	314.58	298.90	283.38	259.98
4	Полное давление воздуха на входе в двигатель $p_H^* = p_H (\frac{T_H^*}{T_H})^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot 10^5, Pa$	0.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.20	1.0419	0.6300	0.4806	0.3614	0.2285
		0.40	1.1313	0.6840	0.5219	0.3924	0.2481
		0.60	1.2924	0.7814	0.5962	0.4483	0.2834
		0.80	1.5445	0.9339	0.7125	0.5357	0.3387
		1.00	1.9180	1.1597	0.8847	0.6653	0.4206
5	Температура заторможенного потока воздуха на входе в компрессор $T_B^* = T_H^*$	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.20	290.46	264.25	251.14	238.04	218.38
		0.40	297.37	270.54	257.12	243.71	223.58
		0.60	308.90	281.02	267.09	253.15	232.25
		0.80	325.03	295.71	281.04	266.38	244.38
		1.00	345.78	314.58	298.90	283.38	259.98
6	Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве	0.00	0.990	0.990	0.990	0.990	0.990
		0.20	0.983	0.983	0.983	0.983	0.983
		0.40	0.977	0.977	0.977	0.977	0.977
		0.60	0.970	0.970	0.970	0.970	0.970
		0.80	0.964	0.964	0.964	0.964	0.964
		1.00	0.964	0.964	0.964	0.964	0.964

	$\sigma_{\text{вх}} = \sigma_{\text{вх расч}} - 0.033M_{\text{н}}$	<u>1.00</u>	<u>0.957</u>	<u>0.957</u>	<u>0.957</u>	<u>0.957</u>	<u>0.957</u>
<u>7</u>	<u>Полное давление на входе в компрессор</u> $p_{\text{в}}^* = p_{\text{н}}^* \sigma_{\text{вх}} * 10^5 \text{ Н/м}^2$	<u>0.00</u>	<u>1.0031</u>	<u>0.6065</u>	<u>0.4627</u>	<u>0.3479</u>	<u>0.2200</u>
		<u>0.20</u>	<u>1.0246</u>	<u>0.6195</u>	<u>0.4726</u>	<u>0.3554</u>	<u>0.2247</u>
		<u>0.40</u>	<u>1.1051</u>	<u>0.6682</u>	<u>0.5098</u>	<u>0.3833</u>	<u>0.2423</u>
		<u>0.60</u>	<u>1.2539</u>	<u>0.7581</u>	<u>0.5784</u>	<u>0.4349</u>	<u>0.2750</u>
		<u>0.80</u>	<u>1.4883</u>	<u>0.8999</u>	<u>0.6865</u>	<u>0.5162</u>	<u>0.3264</u>
		<u>1.00</u>	<u>1.8355</u>	<u>1.1098</u>	<u>0.8467</u>	<u>0.6367</u>	<u>0.4025</u>

Продолжение табл.1.2

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>8</u>	<u>Режим работы двигателя:</u> <u>$B=1.00$ – взлётный</u> <u>$B=0.95$ – номинальный</u> <u>$B=0.85$ – крейсерский</u>	<u>0.00</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.8500</u>
		<u>0.20</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.8500</u>
		<u>0.40</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.8500</u>
		<u>0.60</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.8500</u>
		<u>0.80</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.8500</u>
		<u>1.00</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.9500</u>	<u>0.8500</u>
<u>9</u>	<u>Относительное изменение приведенной частоты вращения ротора двигателя</u> $\bar{n}_{\text{пр}} = B \sqrt{\frac{T_{\text{н расч}}^*}{T_{\text{н}}^*}}$	<u>0.00</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9960</u>	<u>1.0079</u>	<u>1.0162</u>	<u>0.9874</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.9960</u>	<u>0.9920</u>	<u>1.0047</u>	<u>1.0168</u>	<u>0.9851</u>
		<u>0.40</u>	<u>0.9844</u>	<u>0.9871</u>	<u>0.9982</u>	<u>1.0090</u>	<u>0.9851</u>
		<u>0.60</u>	<u>0.9856</u>	<u>0.9833</u>	<u>0.9867</u>	<u>1.0015</u>	<u>0.9747</u>
		<u>0.80</u>	<u>0.9719</u>	<u>0.9694</u>	<u>0.9833</u>	<u>0.9881</u>	<u>0.9607</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.9540</u>	<u>0.9518</u>	<u>0.9665</u>	<u>0.9811</u>	<u>0.9425</u>
<u>10</u>	<u>Степень повышения давления воздуха в компрессоре</u> $\pi_{\text{к}}^* = f(\bar{n}_{\text{пр}})$	<u>0.00</u>	<u>15.000</u>	<u>14.808</u>	<u>15.682</u>	<u>16.556</u>	<u>14.053</u>
		<u>0.20</u>	<u>14.809</u>	<u>14.618</u>	<u>15.554</u>	<u>16.425</u>	<u>13.866</u>
		<u>0.40</u>	<u>14.250</u>	<u>14.061</u>	<u>15.179</u>	<u>16.039</u>	<u>13.318</u>
		<u>0.60</u>	<u>13.360</u>	<u>13.174</u>	<u>14.364</u>	<u>15.427</u>	<u>12.446</u>
		<u>0.80</u>	<u>12.195</u>	<u>12.014</u>	<u>13.173</u>	<u>14.427</u>	<u>11.303</u>
		<u>1.00</u>	<u>10.818</u>	<u>10.642</u>	<u>11.766</u>	<u>12.982</u>	<u>9.954</u>
<u>11</u>	<u>Относительная плотность тока на входе в компрессор</u> $q(\lambda_{\text{в}}) = \frac{\pi_{\text{к}}^*}{15.119 \sqrt{\pi_{\text{к}}^* n_{\text{с}} - 1}}$	<u>0.00</u>	<u>0.8500</u>	<u>0.8421</u>	<u>0.8779</u>	<u>0.9144</u>	<u>0.8109</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.8422</u>	<u>0.8343</u>	<u>0.8727</u>	<u>0.9080</u>	<u>0.8031</u>
		<u>0.40</u>	<u>0.8190</u>	<u>0.8112</u>	<u>0.8573</u>	<u>0.8924</u>	<u>0.7802</u>
		<u>0.60</u>	<u>0.7819</u>	<u>0.7741</u>	<u>0.8238</u>	<u>0.8675</u>	<u>0.7433</u>
		<u>0.80</u>	<u>0.7326</u>	<u>0.7249</u>	<u>0.7741</u>	<u>0.8264</u>	<u>0.6943</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.6732</u>	<u>0.6656</u>	<u>0.7143</u>	<u>0.7660</u>	<u>0.6353</u>
<u>12</u>	<u>Приведенная скорость на входе в компрессор $\lambda_{\text{в}}$ из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_{\text{в}})$</u>	<u>0.00</u>	<u>0.6448</u>	<u>0.6355</u>	<u>0.6802</u>	<u>0.7310</u>	<u>0.6001</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.6355</u>	<u>0.6262</u>	<u>0.6733</u>	<u>0.7229</u>	<u>0.5917</u>
		<u>0.40</u>	<u>0.6091</u>	<u>0.6003</u>	<u>0.6538</u>	<u>0.7000</u>	<u>0.5679</u>
		<u>0.60</u>	<u>0.5696</u>	<u>0.5618</u>	<u>0.6143</u>	<u>0.6665</u>	<u>0.5316</u>
		<u>0.80</u>	<u>0.5215</u>	<u>0.5144</u>	<u>0.5616</u>	<u>0.6172</u>	<u>0.4868</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.4685</u>	<u>0.4619</u>	<u>0.5046</u>	<u>0.5537</u>	<u>0.4365</u>
<u>13</u>	<u>Скорость воздуха на входе в компрессор</u> $c_{\text{в}} = \lambda_{\text{в}} \sqrt{\frac{2\kappa RT_{\text{в}}^*}{\kappa+1}} \text{ м/с}$	<u>0.00</u>	<u>200.3</u>	<u>188.3</u>	<u>196.5</u>	<u>205.5</u>	<u>161.6</u>
		<u>0.20</u>	<u>198.2</u>	<u>186.3</u>	<u>195.3</u>	<u>204.1</u>	<u>160.0</u>
		<u>0.40</u>	<u>192.2</u>	<u>180.7</u>	<u>191.8</u>	<u>199.9</u>	<u>155.4</u>
		<u>0.60</u>	<u>183.2</u>	<u>172.3</u>	<u>183.7</u>	<u>194.0</u>	<u>148.2</u>
		<u>0.80</u>	<u>172.0</u>	<u>161.9</u>	<u>172.3</u>	<u>184.3</u>	<u>139.3</u>
		<u>1.00</u>	<u>159.4</u>	<u>149.9</u>	<u>159.7</u>	<u>170.6</u>	<u>128.8</u>
	<u>Температура торможения на выходе из компрессора</u>	<u>0.00</u>	<u>680.7</u>	<u>616.8</u>	<u>597.0</u>	<u>575.6</u>	<u>501.3</u>
		<u>0.20</u>	<u>683.4</u>	<u>619.2</u>	<u>600.2</u>	<u>578.8</u>	<u>503.2</u>
		<u>0.40</u>	<u>691.2</u>	<u>626.1</u>	<u>609.7</u>	<u>588.1</u>	<u>508.6</u>

<u>14</u>	$T_K^* = T_B^* \frac{n_c - 1}{n_c} \pi_K$	<u>0.60</u>	<u>703.4</u>	<u>637.1</u>	<u>622.4</u>	<u>603.4</u>	<u>517.1</u>
		<u>0.80</u>	<u>719.0</u>	<u>651.0</u>	<u>637.1</u>	<u>621.6</u>	<u>527.7</u>
		<u>1.00</u>	<u>736.4</u>	<u>666.5</u>	<u>653.9</u>	<u>639.5</u>	<u>539.2</u>

Продолжение табл. 1.2

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>15</u>	Адиабатический КПД компрессора $\eta_K^* = \frac{\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_K^*}{T_B^*} - 1}$	<u>0.00</u>	<u>0.857</u>	<u>0.857</u>	<u>0.856</u>	<u>0.855</u>	<u>0.858</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.857</u>	<u>0.858</u>	<u>0.857</u>	<u>0.856</u>	<u>0.859</u>
		<u>0.40</u>	<u>0.858</u>	<u>0.858</u>	<u>0.857</u>	<u>0.856</u>	<u>0.859</u>
		<u>0.60</u>	<u>0.859</u>	<u>0.859</u>	<u>0.858</u>	<u>0.857</u>	<u>0.860</u>
		<u>0.80</u>	<u>0.861</u>	<u>0.861</u>	<u>0.859</u>	<u>0.858</u>	<u>0.862</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.863</u>	<u>0.863</u>	<u>0.861</u>	<u>0.860</u>	<u>0.864</u>
<u>16</u>	Полное давление на выходе из компрессора $P_K^* = P_B^* \pi_K^* \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$	<u>0.00</u>	<u>15.046</u>	<u>8.8910</u>	<u>7.2562</u>	<u>5.7603</u>	<u>3.0914</u>
		<u>0.20</u>	<u>15.173</u>	<u>9.0557</u>	<u>7.3512</u>	<u>5.8370</u>	<u>3.1156</u>
		<u>0.40</u>	<u>15.747</u>	<u>9.3949</u>	<u>7.7376</u>	<u>6.1479</u>	<u>3.2275</u>
		<u>0.60</u>	<u>16.752</u>	<u>9.9879</u>	<u>8.3078</u>	<u>6.7092</u>	<u>3.4222</u>
		<u>0.80</u>	<u>18.149</u>	<u>10.810</u>	<u>9.0436</u>	<u>7.4475</u>	<u>3.6891</u>
		<u>1.00</u>	<u>19.856</u>	<u>11.810</u>	<u>9.9625</u>	<u>8.2652</u>	<u>4.0065</u>
<u>17</u>	Удельная работа сжатия в компрессоре $L_K = \frac{\kappa}{\kappa-1} R(T_K^* - T_B^*), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	<u>0.00</u>	<u>396356</u>	<u>356232</u>	<u>349386</u>	<u>341026</u>	<u>285972</u>
		<u>0.20</u>	<u>394715</u>	<u>356526</u>	<u>350611</u>	<u>342282</u>	<u>286104</u>
		<u>0.40</u>	<u>395577</u>	<u>357210</u>	<u>354197</u>	<u>345965</u>	<u>286332</u>
		<u>0.60</u>	<u>396295</u>	<u>357689</u>	<u>356871</u>	<u>351831</u>	<u>286138</u>
		<u>0.80</u>	<u>395763</u>	<u>356943</u>	<u>357689</u>	<u>356790</u>	<u>284632</u>
		<u>1.00</u>	<u>392351</u>	<u>353465</u>	<u>356546</u>	<u>357682</u>	<u>280488</u>
<u>18</u>	Относительное изменение работы сжатия в компрессоре $\bar{L}_K = \frac{L_K}{L_{K \text{ расч}}}$	<u>0.00</u>	<u>1.000</u>	<u>0.903</u>	<u>0.886</u>	<u>0.865</u>	<u>0.725</u>
		<u>0.20</u>	<u>1.001</u>	<u>0.904</u>	<u>0.889</u>	<u>0.868</u>	<u>0.725</u>
		<u>0.40</u>	<u>1.003</u>	<u>0.906</u>	<u>0.898</u>	<u>0.877</u>	<u>0.726</u>
		<u>0.60</u>	<u>1.005</u>	<u>0.907</u>	<u>0.905</u>	<u>0.892</u>	<u>0.726</u>
		<u>0.80</u>	<u>1.004</u>	<u>0.905</u>	<u>0.907</u>	<u>0.905</u>	<u>0.722</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.995</u>	<u>0.896</u>	<u>0.904</u>	<u>0.907</u>	<u>0.711</u>
<u>19</u>	Температура газа перед турбиной $T_\Gamma^* = T_\Gamma^* \text{ расч} \bar{L}_{\text{квд}}$	<u>0.00</u>	<u>1370.0</u>	<u>1237.6</u>	<u>1213.8</u>	<u>1184.7</u>	<u>993.5</u>
		<u>0.20</u>	<u>1371.2</u>	<u>1238.6</u>	<u>1218.0</u>	<u>1189.1</u>	<u>993.9</u>
		<u>0.40</u>	<u>1374.2</u>	<u>1241.0</u>	<u>1230.5</u>	<u>1201.9</u>	<u>994.7</u>
		<u>0.60</u>	<u>1376.7</u>	<u>1242.6</u>	<u>1239.8</u>	<u>1222.3</u>	<u>994.0</u>
		<u>0.80</u>	<u>1374.9</u>	<u>1240.0</u>	<u>1242.6</u>	<u>1239.5</u>	<u>988.8</u>
		<u>1.00</u>	<u>1363.0</u>	<u>1227.9</u>	<u>1238.6</u>	<u>1242.6</u>	<u>974.4</u>
<u>20</u>	Расход воздуха через двигатель	<u>0.00</u>	<u>124.07</u>	<u>77.92</u>	<u>63.57</u>	<u>51.08</u>	<u>29.93</u>
		<u>0.20</u>	<u>125.06</u>	<u>78.53</u>	<u>64.29</u>	<u>51.66</u>	<u>30.16</u>
		<u>0.40</u>	<u>129.65</u>	<u>81.40</u>	<u>67.32</u>	<u>54.12</u>	<u>31.23</u>
		<u>0.60</u>	<u>137.79</u>	<u>86.48</u>	<u>72.01</u>	<u>58.57</u>	<u>33.13</u>
		<u>0.80</u>	<u>149.39</u>	<u>93.70</u>	<u>78.30</u>	<u>64.56</u>	<u>35.81</u>

	$G_B = G_B \text{ расч} \frac{p_K^*}{p_K \text{ расч}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}^*}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	<u>1.00</u>	<u>164.15</u>	<u>102.87</u>	<u>86.39</u>	<u>71.56</u>	<u>39.17</u>
<u>21</u>	<u>Относительная плотность тока на выходе из компрессора</u> $q(\lambda_K) = \frac{G_B \sqrt{T_K^*}}{0.0404 \cdot p_K F_K}$	<u>0.00</u>	<u>0.3244</u>	<u>0.3249</u>	<u>0.3227</u>	<u>0.3208</u>	<u>0.3269</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.3249</u>	<u>0.3254</u>	<u>0.3230</u>	<u>0.3211</u>	<u>0.3274</u>
		<u>0.40</u>	<u>0.3264</u>	<u>0.3269</u>	<u>0.3240</u>	<u>0.3219</u>	<u>0.3291</u>
		<u>0.60</u>	<u>0.3290</u>	<u>0.3295</u>	<u>0.3261</u>	<u>0.3233</u>	<u>0.3319</u>
		<u>0.80</u>	<u>0.3328</u>	<u>0.3335</u>	<u>0.3295</u>	<u>0.3259</u>	<u>0.3362</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.3383</u>	<u>0.3390</u>	<u>0.3344</u>	<u>0.3301</u>	<u>0.3423</u>

Продолжение табл.1.2

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>22</u>	<u>Приведенная скорость на выходе из компрессора λ_K из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_K)$</u>	<u>0.00</u>	<u>0.2095</u>	<u>0.2098</u>	<u>0.2084</u>	<u>0.2070</u>	<u>0.2112</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.2097</u>	<u>0.2101</u>	<u>0.2085</u>	<u>0.2070</u>	<u>0.2115</u>
		<u>0.40</u>	<u>0.2108</u>	<u>0.2112</u>	<u>0.2091</u>	<u>0.2078</u>	<u>0.2126</u>
		<u>0.60</u>	<u>0.2125</u>	<u>0.2129</u>	<u>0.2106</u>	<u>0.2087</u>	<u>0.2145</u>
		<u>0.80</u>	<u>0.2151</u>	<u>0.2156</u>	<u>0.2129</u>	<u>0.2104</u>	<u>0.2174</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.2188</u>	<u>0.2192</u>	<u>0.2162</u>	<u>0.2133</u>	<u>0.2216</u>
<u>23</u>	<u>Скорость на выходе из компрессора</u> $c_K = \lambda_K \sqrt{\frac{2kRT_K^*}{k+1}}, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	<u>0.00</u>	<u>100.0</u>	<u>95.3</u>	<u>93.1</u>	<u>90.9</u>	<u>86.5</u>
		<u>0.20</u>	<u>100.3</u>	<u>95.6</u>	<u>93.4</u>	<u>91.2</u>	<u>86.8</u>
		<u>0.40</u>	<u>101.4</u>	<u>96.7</u>	<u>94.5</u>	<u>92.2</u>	<u>87.7</u>
		<u>0.60</u>	<u>103.1</u>	<u>98.3</u>	<u>96.1</u>	<u>93.8</u>	<u>89.2</u>
		<u>0.80</u>	<u>105.5</u>	<u>100.6</u>	<u>98.3</u>	<u>96.0</u>	<u>91.4</u>
		<u>1.00</u>	<u>108.6</u>	<u>103.5</u>	<u>101.1</u>	<u>98.7</u>	<u>94.1</u>
<u>24</u>	<u>Средняя условная теплоёмкость процесса подвода тепла в камере сгорания</u> $c_{\Pi} = 0.9 + 10^{-4} (2T_{\Gamma}^* + T_K^*),$ $\frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$	<u>0.00</u>	<u>1.2421</u>	<u>1.2092</u>	<u>1.2035</u>	<u>1.1945</u>	<u>1.1488</u>
		<u>0.20</u>	<u>1.2426</u>	<u>1.2096</u>	<u>1.2036</u>	<u>1.1957</u>	<u>1.1491</u>
		<u>0.40</u>	<u>1.2440</u>	<u>1.2108</u>	<u>1.2071</u>	<u>1.1992</u>	<u>1.1498</u>
		<u>0.60</u>	<u>1.2457</u>	<u>1.2122</u>	<u>1.2102</u>	<u>1.2048</u>	<u>1.1505</u>
		<u>0.80</u>	<u>1.2469</u>	<u>1.2131</u>	<u>1.2122</u>	<u>1.2101</u>	<u>1.1505</u>
		<u>1.00</u>	<u>1.2462</u>	<u>1.2122</u>	<u>1.2131</u>	<u>1.2125</u>	<u>1.1488</u>
<u>25</u>	<u>Удельное количество тепла, подведенное к воздуху в камере сгорания</u> $q_{\text{КС}} = c_{\Pi} (T_{\Gamma}^* - T_K^*), \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	<u>0.00</u>	<u>856.11</u>	<u>750.62</u>	<u>741.67</u>	<u>727.55</u>	<u>565.37</u>
		<u>0.20</u>	<u>854.70</u>	<u>749.24</u>	<u>743.65</u>	<u>729.73</u>	<u>563.89</u>
		<u>0.40</u>	<u>849.71</u>	<u>744.40</u>	<u>749.29</u>	<u>736.02</u>	<u>558.91</u>
		<u>0.60</u>	<u>838.74</u>	<u>734.01</u>	<u>747.19</u>	<u>745.59</u>	<u>548.73</u>
		<u>0.80</u>	<u>817.78</u>	<u>714.49</u>	<u>733.99</u>	<u>747.72</u>	<u>530.48</u>
		<u>1.00</u>	<u>780.97</u>	<u>680.65</u>	<u>709.33</u>	<u>731.27</u>	<u>499.96</u>
<u>26</u>	<u>Отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания</u> $g_{\Gamma} = \frac{q_{\text{КС}}}{H_u \eta_{\text{КС}}}$	<u>0.00</u>	<u>0.0200</u>	<u>0.0175</u>	<u>0.0173</u>	<u>0.0170</u>	<u>0.0132</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.0200</u>	<u>0.0175</u>	<u>0.0174</u>	<u>0.0171</u>	<u>0.0132</u>
		<u>0.40</u>	<u>0.0199</u>	<u>0.0174</u>	<u>0.0175</u>	<u>0.0172</u>	<u>0.0131</u>
		<u>0.60</u>	<u>0.0196</u>	<u>0.0172</u>	<u>0.0175</u>	<u>0.0174</u>	<u>0.0128</u>
		<u>0.80</u>	<u>0.0191</u>	<u>0.0167</u>	<u>0.0172</u>	<u>0.0175</u>	<u>0.0124</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.0183</u>	<u>0.0159</u>	<u>0.0166</u>	<u>0.0171</u>	<u>0.0117</u>
	<u>Относительный расход газа в турбине</u>	<u>0.00</u>	<u>0.9718</u>	<u>0.9769</u>	<u>0.9767</u>	<u>0.9764</u>	<u>0.9727</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.9716</u>	<u>0.9769</u>	<u>0.9767</u>	<u>0.9764</u>	<u>0.9727</u>

<u>27</u>	$g_{\Gamma} = (1 + g_{\Gamma})(1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})$	0.40	0.9711	0.9767	0.9769	9.9766	0.9726
		0.60	0.9706	0.9765	0.9768	0.9768	0.9723
		0.80	0.9703	0.9761	0.9765	0.9768	0.9719
		1.00	0.9709	0.9753	0.9760	0.9765	0.9712
<u>28</u>	Удельная работа расширения газа в турбине $L_{\Gamma} = \frac{L_{\text{к}}}{g_{\Gamma} \eta_{\text{мех}}}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.00	407847	366492	359524	351035	295469
		0.20	408296	366806	360768	352310	295616
		0.40	409391	367551	364410	356049	295886
		0.60	410371	368132	367179	362007	295755
		0.80	409919	367529	368132	367091	294322
1.00	406123	364233	367164	368148	290242		
<u>29</u>	Полное давление газа на входе в турбину $p_{\Gamma}^* = p_{\text{к}}^* \sigma_{\text{кс}} \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	0.00	14.444	8.6218	6.9660	5.5299	2.9677
		0.20	14.566	8.6934	7.0572	5.6035	2.9910
		0.40	15.117	9.0191	7.4281	5.9020	3.0984
		0.60	16.082	9.5884	7.9755	6.4408	3.2853
		0.80	17.423	10.378	8.6818	7.1496	3.5416
		1.00	19.062	11.338	9.5640	7.9346	3.8463

Продолжение табл.1.2

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>30</u>	Степень расширения газа в турбине $\pi_{\Gamma}^* = \left(1 - \frac{L_{\Gamma}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \eta_{\Gamma}^*}\right)^{\frac{-\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}}$	0.00	3.712	3.683	3.684	3.686	3.709
		0.20	3.713	3.683	3.684	3.686	3.710
		0.40	3.716	3.684	3.683	3.685	3.710
		0.60	3.719	3.685	3.683	3.684	3.712
		0.80	3.721	3.688	3.685	3.683	3.714
		1.00	3.717	3.693	3.689	3.686	3.719
<u>31</u>	Температура газа за турбиной без учёта охлаждения лопаток $T_4^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\Gamma}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma}}$	0.00	1018.0	921.2	903.4	881.7	738.3
		0.20	1018.9	921.9	906.6	885.0	738.3
		0.40	1020.9	923.7	915.9	894.5	739.2
		0.60	1022.5	924.8	922.8	909.8	738.6
		0.80	1021.1	922.7	924.8	922.6	734.6
1.00	1012.5	913.5	921.7	924.8	723.7		
<u>32</u>	Температура газа за турбиной при смешении охлаждающего воздуха с потоком газа $T_{\Gamma}^{*'} = \frac{c_{\text{рг}} g_{\Gamma} T_4^* + c_{\text{рв}} g_{\text{охл}} T_{\text{к}}^*}{c_{\text{р см}} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})}$	0.00	1009.4	918.8	900.9	879.1	736.7
		0.20	1010.2	919.6	904.1	882.4	737.1
		0.40	1012.0	921.5	913.5	892.0	737.7
		0.60	1013.7	922.9	920.6	907.3	737.4
		0.80	1012.8	921.2	922.9	920.4	733.7
		1.00	1006.0	912.5	920.2	922.9	723.4
<u>33</u>	Полное давление газа на выходе из турбины $p_{\Gamma}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{\Gamma}^*} \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	0.00	3.8917	2.3410	1.8908	1.5002	0.8001
		0.20	3.9234	2.3603	1.9157	1.5203	0.8063
		0.40	4.0686	2.4483	2.0168	1.6016	0.8351
		0.60	4.3241	2.6018	2.1652	1.7485	0.8851
		0.80	4.6827	2.8140	2.3558	1.9411	0.9535
1.00	5.1277	3.0704	2.5927	2.1528	1.0343		
<u>34</u>	Располагаемая степень понижения давления газа в РС $\pi_{\text{ср}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{н}}}$	0.00	3.841	3.821	4.045	4.269	3.601
		0.20	3.872	3.853	4.099	4.326	3.629
		0.40	4.015	3.996	4.315	4.557	3.758
		0.60	4.268	4.247	4.633	4.975	3.983
		0.80	4.621	4.593	5.040	5.523	4.291
1.00	5.061	5.012	5.547	6.126	4.655		

<u>35</u>	<u>Скорость истечения газа из РС при полном расширении</u>	0.00	806.7	768.37	774.26	776.93	674.80
	$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{p\Gamma} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{ср}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}} \right]}$	0.20	809.05	770.68	778.66	781.33	676.70
		0.40	818.86	780.18	794.44	797.02	684.75
		0.60	834.30	794.88	813.28	822.56	697.08
		0.80	852.55	811.66	832.32	849.85	710.71
		1.00	869.88	826.38	850.63	871.21	721.65
<u>36</u>	<u>Тяга ТРД при полном расширении газа в РС</u>	0.00	100000	59682	49054	39538	20052
	$P = G_B (g_{\Gamma} + g_{охл}) c_c - G_B V_H$	0.20	92576	55235	45825	37037	18481
		0.40	88408	52730	44794	36320	17541
		0.60	86681	51659	44708	37197	17051
		0.80	86472	51424	45123	38783	16790
		1.00	86572	51224	45856	40080	16464

Продолжение табл.1.2

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>37</u>	<u>Удельная тяга ТРД</u>	0.00	805.99	765.98	771.69	774.10	669.89
	$P_{уд} = \frac{P}{G_B}, \frac{Н \cdot с}{кг}$	0.20	740.26	703.35	712.83	716.92	612.74
		0.40	681.90	647.82	665.39	671.06	561.65
		0.60	629.07	597.38	620.85	635.09	514.72
		0.80	578.84	548.84	576.30	600.72	468.94
		1.00	527.40	497.96	530.79	560.09	420.30
<u>38</u>	<u>Удельный расход топлива ТРД</u>	0.00	0.0854	0.0794	0.0778	0.0761	0.0684
	$C_{уд} = \frac{3600 g_T (1 - g_{охл} - g_{отб})}{P_{уд}}$	0.20	0.0928	0.0863	0.0845	0.0824	0.0745
		0.40	0.1001	0.0931	0.0912	0.0888	0.0806
		0.60	0.1071	0.0995	0.0975	0.0951	0.0863
		0.80	0.1135	0.1054	0.1032	0.1008	0.0916
		1.00	0.1191	0.1107	0.1082	0.1058	0.0963
<u>39</u>	<u>Часовой расход топлива ТРД</u>	0.00	8537	4737	3818	3009	1370
	$G_{Тч} = P \cdot C_{уд}, \text{ кг/ч}$	0.20	8590	4765	3872	3053	1377
		0.40	8849	4907	4085	3226	1413
		0.60	9281	5141	4358	3537	1472
		0.80	9813	5422	4655	3910	1538
		1.00	10312	5671	4963	4238	1586
<u>40</u>	<u>Скорость полёта ВС</u>	0.00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	$V = M_H \sqrt{kRT_H}, \text{ м/с}$	0.20	68.1	64.9	63.3	61.6	59.0
		0.40	136.1	129.8	126.6	123.2	118.0
		0.60	204.2	194.7	189.8	184.8	177.0
		0.80	272.2	259.6	253.1	246.4	236.0
		1.00	340.3	324.5	316.1	308.0	239.5
<u>41</u>	<u>Располагаемая энергия топлива</u>	0.00	864.76	758.21	749.16	734.90	571.08
	$q_0 = \frac{q_{кc}}{\eta_{\Gamma}}, \frac{кДж}{кг}$	0.20	863.34	756.81	751.16	737.11	569.59
		0.40	858.29	751.92	756.86	743.45	564.55
		0.60	847.22	741.43	754.73	753.13	554.27
		0.80	826.04	721.70	741.41	755.27	535.84
		1.00	788.86	687.52	716.49	738.66	505.02
	<u>Эффективная работа на валу турбокомпрессора</u>	0.00	2039	1832	1798	1755	1477
		0.20	2041	1834	1804	1762	1478

<u>42</u>	$L_e = (1 - \eta_{\text{мех}})L_T, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.40	2047	1838	1822	1780	1479
		0.60	2052	1841	1836	1810	1479
		0.80	2050	1838	1841	1835	1472
		1.00	2031	1821	1836	1841	1451
		0.00	326848	295192	299552	301374	225851
<u>43</u>	Работа цикла ТРД $L_{\text{ц}} = L_e +$ $+ \frac{P_{\text{уд}}(P_{\text{уд}} + 2V)}{2}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.20	326407	294837	300978	302918	225359
		0.40	327352	295775	307402	309625	225486
		0.60	328344	296603	312422	320854	225065
		0.80	327147	294950	313770	330303	222112
		1.00	320564	287416	310646	331217	213781
<u>44</u>	Внутренний (эффективный) КПД ТРД $\eta_{\text{вн}} = \frac{L_{\text{ц}}}{q_0}$	0.00	0.378	0.389	0.400	0.410	0.395
		0.20	0.378	0.390	0.401	0.411	0.396
		0.40	0.381	0.393	0.406	0.416	0.399
		0.60	0.388	0.400	0.414	0.426	0.406
		0.80	0.396	0.409	0.423	0.437	0.415
1.00	0.406	0.418	0.434	0.448	0.423		

Продолжение табл.1.2

1	2	3	4	5	6	7	8
<u>45</u>	Тяговый (полётный) КПД ТРД $\eta_{\text{тяг}} = \frac{P_{\text{уд}}V}{L_{\text{ц}}}$	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
		0.20	0.154	0.155	0.150	0.146	0.160
		0.40	0.284	0.284	0.274	0.267	0.294
		0.60	0.391	0.392	0.377	0.366	0.405
		0.80	0.482	0.483	0.465	0.448	0.498
1.00	0.560	0.562	0.541	0.521	0.580		
<u>46</u>	Полный (общий) КПД ТРД $\eta_{\text{п}} = \eta_{\text{вн}}\eta_{\text{тяг}}$	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
		0.20	0.058	0.060	0.060	0.060	0.063
		0.40	0.108	0.112	0.111	0.111	0.117
		0.60	0.152	0.157	0.156	0.156	0.164
		0.80	0.191	0.197	0.197	0.196	0.207
1.00	0.227	0.235	0.234	0.234	0.246		

Таблица 1.3.

Высотно-скоростные характеристики одновального ТРД с нерегулируемым соплом

№ п/п	Наименование параметра, расчётная формула	$M_{\text{п}}$	Высота полёта, км				
			0	4	6	8	11
1	2	3	4	5	6	7	8
<u>35</u>	Статическое давление на срезе РС $p_c = \frac{p_T^*}{\pi_{\text{кр}}} \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	0.00	2.1030	1.2650	1.0217	0.8106	0.4323
		0.20	2.1200	1.2754	1.0352	0.8215	0.4357
		0.40	2.1985	1.3230	1.0898	0.8655	0.4512
		0.60	2.3366	1.4059	1.1700	0.9448	0.4783
		0.80	2.5304	1.5206	1.2730	1.0489	0.5152
1.00	2.7708	1.6591	1.4010	1.1633	0.5589		
<u>36</u>	Скорость истечения газа из сопла при неполном расширении $c_c = \varphi_c \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*}{\kappa_{\Gamma} + 1}}, \text{ м/с}$	0.00	569.81	543.61	538.28	531.71	486.66
		0.20	570.03	543.84	539.23	532.70	486.78
		0.40	570.56	544.39	542.02	535.60	487.00
		0.60	571.02	544.80	544.12	540.18	486.89
		0.80	570.76	544.28	544.80	544.05	485.67
1.00	568.81	541.69	543.99	544.80	482.20		
	Тяга ТРД при неполном	0.00	98807	59090	48434	38931	19889

<u>37</u>	расширении газа в РС $P_1 = G_B(g_\Gamma + g_{\text{охл}})c_c - G_B V + F_c(p_c - p_H), \text{H}$	0.20	91326	54613	45163	36392	18314
		0.40	86893	51965	43946	35509	17333
		0.60	84662	50617	43552	36052	16762
		0.80	83672	49944	43517	37134	16373
		1.00	82717	49130	43609	37794	15870
<u>38</u>	Удельная тяга ТРД $P_{\text{уд}} = \frac{P_1}{G_B}, \frac{\text{H}\cdot\text{с}}{\text{кг}}$	0.00	796.37	758.37	761.94	762.20	664.60
		0.20	730.26	695.42	702.52	704.41	607.20
		0.40	670.21	638.42	652.78	656.07	554.97
		0.60	614.41	585.33	604.79	615.54	505.98
		0.80	560.10	533.03	555.77	575.17	457.28
		1.00	503.92	477.60	504.78	528.13	405.14
<u>39</u>	«Недобор тяги» (в процентах) $\frac{\Delta P}{P} = \frac{P - P_1}{P} \cdot 100\%$	0.00	1.193	0.993	1.264	1.537	0.790
		0.20	1.351	1.127	1.446	1.745	0.903
		0.40	1.714	1.451	1.894	2.233	1.189
		0.60	2.331	2.018	2.586	3.078	1.698
		0.80	3.239	2.880	3.561	4.253	2.487
		1.00	4.454	4.088	4.901	5.795	3.606

Продолжение табл. 1.3

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>40</u>	Удельный расход топлива ТРД $C_{\text{уд}} = \frac{3600g_\Gamma(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})}{P_{\text{уд}}}$ $\frac{\text{кг}}{\text{H}\cdot\text{ч}}$	0.00	0.0864	0.0801	0.0788	0.0773	0.0689
		0.20	0.0940	0.0872	0.0857	0.0839	0.0752
		0.40	0.1018	0.0944	0.0929	0.0908	0.0815
		0.60	0.1096	0.1015	0.1000	0.0981	0.0878
		0.80	0.1172	0.1085	0.1069	0.1052	0.0939
		1.00	0.1246	0.1154	0.1138	0.1121	0.0999
<u>41</u>	Работа цикла ТРД $L_{\text{ц}} = L_e + \frac{P_{\text{уд}}(P_{\text{уд}} + 2V)}{2}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.00	319143	289396	292074	292232	222321
		0.20	318374	288779	293030	293258	221656
		0.40	317858	288507	297500	297834	220969
		0.60	316235	287128	299538	305019	219056
		0.80	311369	282295	296960	308987	213959
		1.00	300459	270880	288946	303986	203054
<u>42</u>	Внутренний (эффективный) КПД ТРД $\eta_{\text{вн}} = \frac{L_{\text{ц}}}{q_o}$	0.00	0.369	0.382	0.390	0.398	0.389
		0.20	0.369	0.382	0.390	0.398	0.389
		0.40	0.370	0.384	0.393	0.401	0.391
		0.60	0.373	0.387	0.397	0.405	0.395
		0.80	0.377	0.391	0.401	0.409	0.399
		1.00	0.381	0.394	0.403	0.412	0.402
<u>43</u>	Тяговый (полётный) КПД ТРД $\eta_{\text{тяг}} = \frac{P_{\text{уд}}V}{L_{\text{ц}}}$	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
		0.20	0.156	0.156	0.152	0.148	0.162
		0.40	0.287	0.287	0.278	0.271	0.296
		0.60	0.397	0.397	0.383	0.373	0.409
		0.80	0.490	0.490	0.474	0.459	0.504
		1.00	0.571	0.572	0.553	0.535	0.589
<u>44</u>	Полный (общий) КПД ТРД $\eta_{\text{п}} = \eta_{\text{вн}}\eta_{\text{тяг}}$	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
		0.20	0.058	0.060	0.059	0.059	0.063
		0.40	0.106	0.110	0.109	0.109	0.116
		0.60	0.148	0.154	0.152	0.151	0.162
		0.80	0.185	0.192	0.190	0.188	0.201
		1.00	0.217	0.225	0.223	0.220	0.237

Таблица 1.4

Высотно-скоростные характеристики одновального ТРД с регулируемым соплом

№ п/п	Наименование параметра, расчётная формула	M_H	Высота полёта, км				
			0	4	6	8	11
1	2	3	4	5	6	7	8
<u>1</u>	<u>Температура наружного воздуха по ГОСТ 4401-81</u> $T_H = 288.15 - 6.5 \cdot H$	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.50	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		1.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		1.50	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		2.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		2.50	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
<u>2</u>	<u>Давление наружного воздуха по ГОСТ 4401-81</u> $p_H = 1.01325 \cdot \left(1 - \frac{H}{44.368}\right)^{5.2532} \cdot 10^5, Pa$	0.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.50	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		1.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		1.50	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		2.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		2.50	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
<u>3</u>	<u>Температура торможения на входе в двигатель</u> $T_H^* = T_H \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2\right)$	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.50	302.6	275.3	261.6	248.0	227.5
		1.00	345.8	314.6	299.0	283.4	260.0
		1.50	417.8	380.1	361.3	342.4	314.1
		2.00	518.7	471.9	448.5	425.1	390.0
		2.50	648.3	589.8	560.6	531.3	487.5
<u>4</u>	<u>Полное давление воздуха на входе в двигатель</u> $p_H^* = p_H \left(\frac{T_H^*}{T_H}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot 10^5, Pa$	0.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.50	1.2019	0.7267	0.5544	0.4169	0.2636
		1.00	1.9180	1.1597	0.8847	0.6653	0.4206
		1.50	3.7197	2.2490	1.7158	1.2902	0.8157
		2.00	7.9281	4.7935	3.6570	2.7499	1.7386
		2.50	17.312	10.467	7.9857	6.0048	3.7965
	<u>Температура заторможенного потока воздуха на входе в</u>	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.50	302.6	275.3	261.6	248.0	227.5

<u>5</u>	<u>компрессор</u> $T_B^* = T_H^*$	<u>1.00</u>	<u>345.8</u>	<u>314.6</u>	<u>299.0</u>	<u>283.4</u>	<u>260.0</u>
		<u>1.50</u>	<u>417.8</u>	<u>380.1</u>	<u>361.3</u>	<u>342.4</u>	<u>314.1</u>
		<u>2.00</u>	<u>518.7</u>	<u>471.9</u>	<u>448.5</u>	<u>425.1</u>	<u>390.0</u>
		<u>2.50</u>	<u>648.3</u>	<u>589.8</u>	<u>560.6</u>	<u>531.3</u>	<u>487.5</u>
<u>6</u>	$C = M_H - 1; \sigma_{вх} = \sigma_{вх \text{ расч}} -$ $- 0.02241C^2 - 0.14561C^3 +$ $+ 0.066282C^4 - 0.014342C^5$	<u>0.00</u>	<u>0.990</u>	<u>0.990</u>	<u>0.990</u>	<u>0.990</u>	<u>0.990</u>
		<u>0.50</u>	<u>0.974</u>	<u>0.974</u>	<u>0.974</u>	<u>0.974</u>	<u>0.974</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.957</u>	<u>0.957</u>	<u>0.957</u>	<u>0.957</u>	<u>0.957</u>
		<u>1.50</u>	<u>0.970</u>	<u>0.970</u>	<u>0.970</u>	<u>0.970</u>	<u>0.970</u>
		<u>2.00</u>	<u>0.874</u>	<u>0.874</u>	<u>0.874</u>	<u>0.874</u>	<u>0.874</u>
		<u>2.50</u>	<u>0.675</u>	<u>0.675</u>	<u>0.675</u>	<u>0.675</u>	<u>0.675</u>
<u>7</u>	<u>Полное давление на входе в компрессор</u> $p_B^* = p_H^* \sigma_{вх}^* \cdot 10^5, \text{ Н/м}^2$	<u>0.00</u>	<u>1.0031</u>	<u>0.6065</u>	<u>0.4627</u>	<u>0.3479</u>	<u>0.2200</u>
		<u>0.50</u>	<u>1.1701</u>	<u>0.7075</u>	<u>0.5397</u>	<u>0.4058</u>	<u>0.2566</u>
		<u>1.00</u>	<u>1.8355</u>	<u>1.1098</u>	<u>0.8467</u>	<u>0.6367</u>	<u>0.4025</u>
		<u>1.50</u>	<u>3.6077</u>	<u>2.1813</u>	<u>1.6641</u>	<u>1.2513</u>	<u>0.7911</u>
		<u>2.00</u>	<u>6.9285</u>	<u>4.1891</u>	<u>3.1959</u>	<u>2.4032</u>	<u>1.5194</u>
		<u>2.50</u>	<u>11.682</u>	<u>7.0632</u>	<u>5.3886</u>	<u>4.0519</u>	<u>2.5618</u>

Продолжение табл.1.4

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>8</u>	<u>Режим работы двигателя:</u> $B=1.00$ – взлётный $B=0.95 \dots 0.97$ – номинальный $B=0.78 \dots 0.85$ – крейсерский	<u>0.00</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9800</u>	<u>0.9300</u>	<u>0.8800</u>	<u>0.8100</u>
		<u>0.50</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9800</u>	<u>0.9300</u>	<u>0.8500</u>
		<u>1.00</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9700</u>
		<u>1.50</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>
		<u>2.00</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>
		<u>2.50</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>
<u>9</u>	<u>Степень повышения давления воздуха в компрессоре</u> $\pi_K^* = \left(1 + \frac{336.511B}{T_B^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$	<u>0.00</u>	<u>15.000</u>	<u>17.299</u>	<u>17.248</u>	<u>17.192</u>	<u>17.303</u>
		<u>0.50</u>	<u>13.696</u>	<u>16.367</u>	<u>17.369</u>	<u>17.411</u>	<u>17.283</u>
		<u>1.00</u>	<u>10.792</u>	<u>12.755</u>	<u>14.000</u>	<u>15.481</u>	<u>17.234</u>
		<u>1.50</u>	<u>7.907</u>	<u>9.201</u>	<u>10.014</u>	<u>10.976</u>	<u>12.787</u>
		<u>2.00</u>	<u>5.756</u>	<u>6.581</u>	<u>7.095</u>	<u>7.698</u>	<u>8.824</u>
		<u>2.50</u>	<u>4.320</u>	<u>4.855</u>	<u>5.184</u>	<u>5.569</u>	<u>6.279</u>
<u>10</u>	<u>Относительная плотность тока на входе в компрессор</u> $q(\lambda_B) = \frac{\pi_K^*}{15.119 \sqrt{\pi_K^* n_c - 1}}$	<u>0.00</u>	<u>0.8500</u>	<u>0.9431</u>	<u>0.9411</u>	<u>0.9389</u>	<u>0.9423</u>
		<u>0.50</u>	<u>0.7960</u>	<u>0.9057</u>	<u>0.9459</u>	<u>0.9476</u>	<u>0.9425</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.6721</u>	<u>0.7564</u>	<u>0.8087</u>	<u>0.8697</u>	<u>0.9405</u>
		<u>1.50</u>	<u>0.5429</u>	<u>0.6017</u>	<u>0.6379</u>	<u>0.6801</u>	<u>0.7578</u>
		<u>2.00</u>	<u>0.4417</u>	<u>0.4811</u>	<u>0.5052</u>	<u>0.5333</u>	<u>0.5848</u>
		<u>2.50</u>	<u>0.3716</u>	<u>0.3979</u>	<u>0.4140</u>	<u>0.4326</u>	<u>0.4667</u>
<u>11</u>	<u>Приведенная скорость на входе в компрессор λ_B из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_B)$</u>	<u>0.00</u>	<u>0.6448</u>	<u>0.7827</u>	<u>0.7788</u>	<u>0.7744</u>	<u>0.7827</u>
		<u>0.50</u>	<u>0.5842</u>	<u>0.7192</u>	<u>0.7881</u>	<u>0.7913</u>	<u>0.7813</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.4675</u>	<u>0.5442</u>	<u>0.5977</u>	<u>0.6694</u>	<u>0.7776</u>
		<u>1.50</u>	<u>0.3640</u>	<u>0.4094</u>	<u>0.4387</u>	<u>0.4744</u>	<u>0.5457</u>
		<u>2.00</u>	<u>0.2900</u>	<u>0.3182</u>	<u>0.3358</u>	<u>0.3567</u>	<u>0.3961</u>
		<u>2.50</u>	<u>0.2415</u>	<u>0.2594</u>	<u>0.2706</u>	<u>0.2837</u>	<u>0.3079</u>
<u>12</u>	<u>Скорость полёта ВС</u> $V = M_H \sqrt{kRT_H} \text{ , м/с}$	<u>0.00</u>	<u>0.00</u>	<u>0.00</u>	<u>0.00</u>	<u>0.00</u>	<u>0.00</u>
		<u>0.50</u>	<u>170.13</u>	<u>162.27</u>	<u>158.20</u>	<u>154.02</u>	<u>147.52</u>
		<u>1.00</u>	<u>340.26</u>	<u>324.55</u>	<u>316.40</u>	<u>308.03</u>	<u>295.04</u>
		<u>1.50</u>	<u>510.39</u>	<u>486.82</u>	<u>474.60</u>	<u>462.05</u>	<u>442.56</u>
		<u>2.00</u>	<u>680.53</u>	<u>649.10</u>	<u>632.80</u>	<u>616.07</u>	<u>590.08</u>
		<u>2.50</u>	<u>850.66</u>	<u>811.37</u>	<u>791.00</u>	<u>770.09</u>	<u>737.61</u>

Отформатировано

<u>13</u>	Скорость на входе в компрессор $c_B = \lambda_B \sqrt{\frac{2\kappa R T_B^*}{\kappa+1}} \text{ м/с}$	0.00	200.3	231.9	224.9	217.8	210.8
		0.50	186.0	218.4	233.2	228.0	215.6
		1.00	159.1	176.4	189.1	206.2	229.4
		1.50	136.2	146.1	152.6	160.6	177.0
		2.00	120.9	126.5	130.1	134.6	143.1
		2.50	112.5	115.3	117.2	119.7	124.4
<u>14</u>	Температура торможения на выходе из компрессора $T_K^* = T_B^* \frac{n_c}{n_c - 1}$	0.00	680.7	648.0	615.3	582.6	535.6
		0.50	694.4	668.5	647.5	614.2	562.1
		1.00	735.8	705.9	691.0	676.2	641.9
		1.50	805.5	768.9	750.7	732.6	705.5
		2.00	904.0	858.2	835.4	812.6	778.5
		2.50	1031.7	974.0	945.2	916.5	873.5
<u>15</u>	Адиабатический КПД компрессора $\eta_K^* = \frac{\pi_K^{*\kappa} - 1}{\frac{T_K^*}{T_B^*} - 1}$	0.00	0.857	0.855	0.855	0.855	0.855
		0.50	0.859	0.856	0.855	0.855	0.855
		1.00	0.863	0.860	0.858	0.857	0.855
		1.50	0.868	0.865	0.864	0.862	0.860
		2.00	0.873	0.871	0.870	0.868	0.866
		2.50	0.878	0.876	0.875	0.874	0.872

Продолжение табл.1.4

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>16</u>	Полное давление на выходе из компрессора $P_K^* = P_B^* \pi_K^{*\kappa} \cdot 10^5, \text{ Н/м}^2$	0.00	15.046	10.492	7.9810	5.9817	3.8063
		0.50	16.025	11.578	9.3746	7.0659	4.4347
		1.00	19.808	14.155	11.853	9.8564	6.9369
		1.50	28.525	20.069	16.664	13.734	10.116
		2.00	39.877	27.567	22.674	18.500	13.407
		2.50	50.467	34.288	27.936	22.564	16.086
<u>17</u>	Удельная работа сжатия в компрессоре $L_K = \frac{\kappa}{\kappa-1} R (T_K^* - T_B^*), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.00	394356	387584	367788	347991	320352
		0.50	393638	395050	387616	367858	336164
		1.00	391787	393081	393811	394607	383600
		1.50	389434	390571	391214	391917	393101
		2.00	387105	388078	388530	389235	390256
		2.50	385065	385887	386355	386867	387736
<u>18</u>	Относительное изменение работы сжатия в компрессоре $\bar{L}_K = \frac{L_K}{L_K \text{ расч}}$	0.00	1.000	0.983	0.933	0.882	0.812
		0.50	0.998	1.002	0.983	0.933	0.852
		1.00	0.993	0.997	0.999	1.001	0.973
		1.50	0.988	0.990	0.992	0.994	0.997
		2.00	0.982	0.984	0.985	0.987	0.990
		2.50	0.976	0.979	0.980	0.981	0.983
<u>19</u>	Температура газа перед турбиной $T_\Gamma^* = T_\Gamma^* \text{ расч} \bar{L}_{\text{квд}}$	0.00	1370.0	1346.5	1277.7	1208.9	1112.9
		0.50	1367.5	1372.4	1346.6	1277.9	1167.8
		1.00	1361.1	1365.6	1368.1	1370.9	1332.6
		1.50	1352.9	1356.9	1359.1	1361.5	1365.6
		2.00	1344.8	1348.2	1350.1	1352.2	1355.8
		2.50	1337.7	1340.6	1342.2	1344.0	1347.0
<u>20</u>	Расход воздуха через двигатель	0.00	124.07	87.27	68.14	52.51	34.82
		0.50	132.26	95.39	77.97	60.33	39.61
		1.00	163.87	116.91	97.81	81.25	58.00
		1.50	236.70	166.28	137.96	113.60	83.55
		2.00	331.88	229.15	188.34	153.55	111.13

	$G_B = G_{B \text{ расч}} \frac{p_K^*}{p_{K \text{ расч}}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\Gamma \text{ расч}}^*}{T_{\Gamma}^*}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	<u>2.50</u>	<u>421.13</u>	<u>285.82</u>	<u>232.73</u>	<u>187.85</u>	<u>133.77</u>
<u>21</u>	<u>Относительная плотность тока на выходе из компрессора</u> $q(\lambda_K) = \frac{G_B \sqrt{T_K^*}}{0.0404 \cdot p_K^* F_K}$	<u>0.00</u>	<u>0.3244</u>	<u>0.3193</u>	<u>0.3194</u>	<u>0.3195</u>	<u>0.3192</u>
		<u>0.50</u>	<u>0.3279</u>	<u>0.3212</u>	<u>0.3191</u>	<u>0.3190</u>	<u>0.3193</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.3384</u>	<u>0.3309</u>	<u>0.3271</u>	<u>0.3232</u>	<u>0.3194</u>
		<u>1.50</u>	<u>0.3551</u>	<u>0.3464</u>	<u>0.3420</u>	<u>0.3376</u>	<u>0.3308</u>
		<u>2.00</u>	<u>0.3773</u>	<u>0.3672</u>	<u>0.3620</u>	<u>0.3567</u>	<u>0.3487</u>
		<u>2.50</u>	<u>0.4041</u>	<u>0.3923</u>	<u>0.3862</u>	<u>0.3800</u>	<u>0.3706</u>
<u>22</u>	<u>Приведенная скорость на выходе из компрессора λ_K из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_K)$</u>	<u>0.00</u>	<u>0.2095</u>	<u>0.2061</u>	<u>0.2061</u>	<u>0.2062</u>	<u>0.2061</u>
		<u>0.50</u>	<u>0.2118</u>	<u>0.2073</u>	<u>0.2059</u>	<u>0.2058</u>	<u>0.2061</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.2189</u>	<u>0.2139</u>	<u>0.2112</u>	<u>0.2086</u>	<u>0.2061</u>
		<u>1.50</u>	<u>0.2302</u>	<u>0.2242</u>	<u>0.2213</u>	<u>0.2183</u>	<u>0.2137</u>
		<u>2.00</u>	<u>0.2454</u>	<u>0.2384</u>	<u>0.2349</u>	<u>0.2313</u>	<u>0.2258</u>
		<u>2.50</u>	<u>0.2638</u>	<u>0.2556</u>	<u>0.2513</u>	<u>0.2472</u>	<u>0.2407</u>

Продолжение табл.1.4

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>23</u>	<u>Скорость на выходе из компрессора</u> $c_K = \lambda_K \sqrt{\frac{2kRT_K^*}{k+1}}, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	<u>0.00</u>	<u>100.01</u>	<u>95.98</u>	<u>93.53</u>	<u>91.06</u>	<u>87.26</u>
		<u>0.50</u>	<u>102.13</u>	<u>98.07</u>	<u>95.89</u>	<u>93.33</u>	<u>89.40</u>
		<u>1.00</u>	<u>108.64</u>	<u>103.98</u>	<u>101.58</u>	<u>99.27</u>	<u>95.53</u>
		<u>1.50</u>	<u>119.56</u>	<u>113.78</u>	<u>110.96</u>	<u>108.10</u>	<u>103.89</u>
		<u>2.00</u>	<u>134.99</u>	<u>127.80</u>	<u>124.21</u>	<u>120.66</u>	<u>115.30</u>
		<u>2.50</u>	<u>155.04</u>	<u>145.98</u>	<u>141.40</u>	<u>136.93</u>	<u>130.18</u>
<u>24</u>	<u>Средняя условная теплоёмкость процесса подвода тепла в камере сгорания</u> $c_{\Pi} = 0.9 + 10^{-4}(2T_{\Gamma}^* + T_K^*),$ $\frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$	<u>0.00</u>	<u>1.2421</u>	<u>1.2341</u>	<u>1.2171</u>	<u>1.2000</u>	<u>1.1761</u>
		<u>0.50</u>	<u>1.2429</u>	<u>1.2413</u>	<u>1.2341</u>	<u>1.2170</u>	<u>1.1898</u>
		<u>1.00</u>	<u>1.2458</u>	<u>1.2437</u>	<u>1.2427</u>	<u>1.2418</u>	<u>1.2307</u>
		<u>1.50</u>	<u>1.2511</u>	<u>1.2483</u>	<u>1.2469</u>	<u>1.2456</u>	<u>1.2437</u>
		<u>2.00</u>	<u>1.2594</u>	<u>1.2555</u>	<u>1.2536</u>	<u>1.2517</u>	<u>1.2490</u>
		<u>2.50</u>	<u>1.2707</u>	<u>1.2655</u>	<u>1.2630</u>	<u>1.2604</u>	<u>1.2567</u>
<u>25</u>	<u>Удельное количество тепла, подведенное к воздуху в камере сгорания</u> $q_{\text{кс}} = c_{\Pi}(T_{\Gamma}^* - T_K^*), \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	<u>0.00</u>	<u>856.11</u>	<u>861.98</u>	<u>806.19</u>	<u>751.64</u>	<u>679.03</u>
		<u>0.50</u>	<u>836.59</u>	<u>873.74</u>	<u>862.73</u>	<u>807.81</u>	<u>720.64</u>
		<u>1.00</u>	<u>778.94</u>	<u>820.43</u>	<u>841.42</u>	<u>862.61</u>	<u>850.14</u>
		<u>1.50</u>	<u>684.85</u>	<u>733.86</u>	<u>758.55</u>	<u>783.39</u>	<u>821.02</u>
		<u>2.00</u>	<u>555.08</u>	<u>615.15</u>	<u>645.26</u>	<u>675.47</u>	<u>721.01</u>
		<u>2.50</u>	<u>388.89</u>	<u>463.91</u>	<u>501.38</u>	<u>538.85</u>	<u>595.12</u>
<u>26</u>	<u>Отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания</u> $g_{\Gamma} = \frac{q_{\text{кс}}}{H_u \eta_{\text{кс}}}$	<u>0.00</u>	<u>0.0200</u>	<u>0.0202</u>	<u>0.0188</u>	<u>0.0176</u>	<u>0.0159</u>
		<u>0.50</u>	<u>0.0196</u>	<u>0.0204</u>	<u>0.0202</u>	<u>0.0189</u>	<u>0.0168</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.0182</u>	<u>0.0192</u>	<u>0.0197</u>	<u>0.0202</u>	<u>0.0199</u>
		<u>1.50</u>	<u>0.0160</u>	<u>0.0172</u>	<u>0.0177</u>	<u>0.0183</u>	<u>0.0192</u>
		<u>2.00</u>	<u>0.0130</u>	<u>0.0144</u>	<u>0.0151</u>	<u>0.0158</u>	<u>0.0169</u>
		<u>2.50</u>	<u>0.0091</u>	<u>0.0108</u>	<u>0.0117</u>	<u>0.0126</u>	<u>0.0139</u>
	<u>Относительный расход газа</u>	<u>0.00</u>	<u>0.9718</u>	<u>0.9747</u>	<u>0.9781</u>	<u>0.9769</u>	<u>0.9753</u>

<u>27</u>	в турбине $g_T = (1+g_T)/(1-g_{охл}-g_{отб})$	0.50	0.9716	0.9719	0.9747	0.9782	0.9762
		1.00	0.9711	0.9715	0.9717	0.9718	0.9759
		1.50	0.9700	0.9706	0.9709	0.9712	0.9715
		2.00	0.9680	0.9690	0.9694	0.9698	0.9705
		2.50	0.9650	0.9664	0.9671	0.9677	0.9686
<u>28</u>	Удельная работа расширения газа в турбине $L_T = \frac{L_K}{g_T \eta_{мех}}, \frac{Дж}{кг}$	0.00	407847	399655	377897	358006	330123
		0.50	407160	408525	399686	377955	346085
		1.00	405460	406637	407324	408091	395045
		1.50	403504	404416	404960	405576	406655
		2.00	401919	402526	402909	403353	404156
<u>29</u>	Полное давление газа на входе в турбину $p_T^* = p_K \sigma_{КС} \cdot 10^5, \frac{Н}{м^2}$	0.00	14.444	10.072	7.6618	5.7424	3.6540
		0.50	15.384	11.115	8.9996	6.7833	4.2573
		1.00	19.016	13.589	11.379	9.4621	6.6594
		1.50	27.384	19.266	15.998	13.185	9.7119
		2.00	38.282	26.465	21.767	17.760	12.871
<u>30</u>	Степень расширения газа в турбине $\pi_T^* = \left(1 - \frac{L_T}{\frac{\kappa_T}{\kappa_T - 1} R_T T_T^* \eta_T}\right)^{\frac{-\kappa_T}{\kappa_T - 1}}$	0.00	3.712	3.695	3.675	3.683	3.693
		0.50	3.713	3.711	3.695	3.675	3.687
		1.00	3.716	3.714	3.712	3.711	3.688
		1.50	3.724	3.720	3.718	3.716	3.714
		2.00	3.738	3.731	3.728	3.725	3.721
2.50	3.758	3.748	3.744	3.740	3.733		

Продолжение табл.1.4

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>31</u>	Температура газа за турбиной без учёта охлаждения лопаток $T_4^* = T_T^* - \frac{L_T}{\frac{\kappa_T}{\kappa_T - 1} R_T}$	0.00	1018.0	1001.5	951.5	899.9	827.9
		0.50	1016.1	1019.8	1001.6	951.7	869.1
		1.00	1011.1	1014.6	1016.5	1018.7	991.7
		1.50	1004.5	1007.7	1009.5	1011.4	1014.6
		2.00	997.7	1000.6	1002.2	1004.0	1006.8
2.50	991.3	994.0	995.4	997.0	999.6		
<u>32</u>	Температура газа за турбиной при смешении охлаждающего воздуха с потоком газа $T_T^{*'} = \frac{c_{pг} g_T T_4^* + c_{pв} g_{охл} T_K}{c_{pс} (g_T + g_{охл})}$	0.00	1009.4	994.7	948.6	897.1	825.4
		0.50	1008.1	1010.6	994.8	948.7	866.4
		1.00	1004.8	1007.1	1008.4	1009.8	986.1
		1.50	1000.9	1002.7	1003.8	1005.0	1007.1
		2.00	997.5	998.8	999.6	1000.6	1002.2
2.50	995.3	996.1	996.6	997.2	998.4		
<u>33</u>	Полное давление газа на вы- ходе из турбины $p_T^* = \frac{p_T^*}{\pi_T^*} \cdot 10^5 \frac{Н}{м^2}$	0.00	3.8917	2.7262	2.0848	1.5593	0.9894
		0.50	4.1437	2.9954	2.4359	1.8459	1.1546
		1.00	5.1169	3.6594	3.0653	2.5495	1.8059
		1.50	7.3529	5.1792	4.3029	3.5481	2.6152
		2.00	10.242	7.0928	5.8387	4.7676	3.4590
2.50	12.893	8.7817	7.1633	5.7925	4.1364		
<u>34</u>	Располагаемая степень пони- жения давления газа в РС $\pi_{ср} = \frac{p_T^*}{p_H}$	0.00	3.841	4.450	4.461	4.437	4.453
		0.50	4.089	4.889	5.212	5.252	5.196
		1.00	5.050	5.973	6.558	7.254	8.128
		1.50	7.257	8.454	9.206	10.096	11.770
		2.00	10.108	11.578	12.492	13.566	15.567
2.50	12.725	14.334	15.326	16.482	18.616		

<u>35</u>	<u>Скорость истечения газа из РС</u>	0.00	806.70	836.28	817.14	793.46	761.77
	$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{pr} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{ср}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} \right]}$	0.50	821.72	864.39	871.42	852.58	812.56
		1.00	868.91	905.11	924.13	943.83	952.86
		1.50	939.54	967.58	982.53	998.17	1023.0
		2.00	994.40	1016.1	1027.9	1040.2	1060.2
		2.50	1028.1	1045.4	1054.9	1064.9	1081.3
<u>36</u>	<u>Тяга ТРД при полном расширении газа в РС</u>	0.00	100000	72927	55580	41533	26401
	$P = G_{\text{в}}(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})c_c - G_{\text{в}}VH$	0.50	86036	66935	55563	42047	26217
		1.00	86261	67697	59332	51599	38099
		1.50	100537	79365	69663	60621	48358
		2.00	101673	82659	73336	64357	51790
		2.50	69844	64035	59268	53807	45011
<u>37</u>	<u>Удельная тяга ТРД</u>	0.00	805.99	835.69	815.62	791.00	758.18
	$P_{\text{уд}} = \frac{P}{G_{\text{в}}}, \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$	0.50	650.51	701.69	712.63	697.01	661.96
		1.00	526.40	578.04	606.61	635.09	656.93
		1.50	424.75	477.29	594.95	533.63	578.78
		2.00	306.35	360.73	389.38	419.13	466.02
		2.50	165.85	224.04	254.67	286.44	336.49

Примечание: В пункте 32: $c_{pr} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\Gamma}^*$; $c_{rv} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\Gamma}^*$; $c_{рсм} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\Gamma}^*$

Отформатировано

Продолжение табл. 1.4

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>38</u>	<u>Удельный расход топлива ТРД</u>	0.00	0.0854	0.0831	0.0801	0.0770	0.0725
	$C_{\text{уд}} = \frac{3600 g_{\Gamma} (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})}{P_{\text{уд}}}$	0.50	0.1034	0.1001	0.0976	0.0939	0.0882
		1.00	0.1191	0.1139	0.1115	0.1092	0.1045
		1.50	0.1299	0.1238	0.1209	0.1181	0.1141
		2.00	0.1461	0.1374	0.1335	0.1298	0.1246
		2.50	0.1892	0.1670	0.1588	0.1517	0.1426
<u>39</u>	<u>Часовой расход топлива ТРД</u>	0.00	8537	6063	4449	3196	1915
	$G_{\text{тч}} = P \cdot C_{\text{уд}}, \text{ кг/ч}$	0.50	8896	6697	5422	3947	2311
		1.00	10271	7714	6616	5632	3980
		1.50	13056	9824	8422	7160	5516
		2.00	14852	11359	9791	8354	6451
		2.50	13214	10695	9410	8161	6416
<u>40</u>	<u>Располагаемая энергия топлива в ТРД</u>	0.00	864.76	870.69	814.34	759.23	685.89
	$q_0 = \frac{q_{\text{кс}}}{\eta_{\Gamma}}, \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	0.50	845.04	882.56	871.44	815.97	727.92
		1.00	786.81	828.72	849.92	871.33	858.72
		1.50	691.77	741.28	766.21	791.30	829.31
		2.00	560.69	621.36	651.78	682.29	728.30
		2.50	392.82	468.60	506.44	544.29	601.13
<u>41</u>	<u>Эффективная работа на валу турбокомпрессора</u>	0.00	2039	1998	1889	1790	1651
	$L_e = (1 - \eta_{\text{мех}}) L_{\text{т}}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.50	2036	2043	1998	1890	1730
		1.00	2027	2033	2037	2040	1975
		1.50	2018	2022	2025	2028	2033
		2.00	2010	2013	2015	2017	2021
		2.50	2005	2007	2008	2009	2012
	<u>Работа цикла ТРД</u>	0.00	326848	351189	334507	314634	289067

<u>42</u>	$L_{\text{ц}} = L_e + \frac{P_{\text{уд}}(P_{\text{уд}} + 2V)}{2} \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.50	324290	362091	368656	352154	318478
		1.00	319688	357608	377956	399344	411575
		1.50	309015	348279	369156	390973	425676
		2.00	257416	301223	324226	348067	385603
		2.50	156838	208883	235877	263616	306819
<u>43</u>	Внутренний (эффективный) КПД ТРД $\eta_{\text{вн}} = \frac{L_{\text{ц}}}{q_0}$	0.00	0.378	0.403	0.411	0.414	0.421
		0.50	0.384	0.410	0.423	0.432	0.438
		1.00	0.406	0.432	0.445	0.458	0.479
		1.50	0.447	0.470	0.482	0.494	0.513
		2.00	0.459	0.485	0.497	0.510	0.529
<u>44</u>	Тяговый (полётный) КПД ТРД $\eta_{\text{тяг}} = \frac{P_{\text{уд}}V}{L_{\text{ц}}}$	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
		0.50	0.341	0.314	0.306	0.305	0.307
		1.00	0.560	0.525	0.508	0.490	0.471
		1.50	0.702	0.667	0.649	0.631	0.602
		2.00	0.810	0.777	0.760	0.742	0.713
<u>45</u>	Полный (общий) КПД ТРД $\eta_{\text{п}} = \eta_{\text{вн}}\eta_{\text{тяг}}$	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
		0.50	0.131	0.129	0.129	0.132	0.134
		1.00	0.228	0.227	0.226	0.225	0.226
		1.50	0.313	0.313	0.313	0.312	0.309
		2.00	0.372	0.377	0.378	0.378	0.378
2.50	0.359	0.388	0.398	0.405	0.413		

Продолжение табл.1.4

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>46</u>	Приведенная скорость в выходном сечении РС $\lambda_c = \frac{c_c}{\sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma}R_{\Gamma}T_{\Gamma}^*}{\kappa_{\Gamma}+1}}}$	0.00	1.4016	1.4636	1.4646	1.4624	1.4639
		0.50	1.4286	1.5008	1.5251	1.5280	1.5240
		1.00	1.5132	1.5744	1.6064	1.6394	1.6749
		1.50	1.6395	1.6868	1.7119	1.7381	1.7795
		2.00	1.7384	1.7752	1.7949	1.8156	1.8488
2.50	1.7996	1.8292	1.8452	1.8621	1.8895		
<u>47</u>	Газодинамическая функция $y(\lambda_c) = \left(\frac{\kappa_{\Gamma}+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa_{\Gamma}-1}} \cdot \frac{\lambda_c}{1 - \frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}+1}\lambda_c^2}$	0.00	3.0846	3.3375	3.3416	3.3324	3.3387
		0.50	3.1921	3.5010	3.6126	3.6262	3.6074
		1.00	3.5574	3.8539	4.0216	4.2049	4.4149
		1.50	4.2056	4.4884	4.6493	4.8257	5.1255
		2.00	4.8281	5.0929	5.2440	5.4101	5.6930
2.50	5.2810	5.5226	5.6606	5.8125	6.0716		
<u>48</u>	Площадь обреза РС $F_c = \frac{G_B(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})\sqrt{T_{\Gamma}^*}}{m_{\Gamma}p_{\text{н}}y(\lambda_c)}, \text{ м}^2$ $m_{\Gamma} = 0.0396 (\kappa_{\Gamma} \cdot K/\text{Дж})^{0.5}$	0.00	0.3176	0.3390	0.3381	0.3374	0.3383
		0.50	0.3268	0.3562	0.3668	0.3668	0.3652
		1.00	0.3623	0.3954	0.4160	0.4400	0.4675
		1.50	0.4409	0.4809	0.5055	0.5339	0.5859
		2.00	0.5360	0.5814	0.6090	0.6408	0.6983
2.50	0.6188	0.6656	0.6938	0.7262	0.7845		
	Диаметр обреза реактивного сопла	0.00	0.636	0.657	0.656	0.656	0.657
		0.50	0.645	0.674	0.684	0.684	0.682

<u>49</u>	$D_c = \sqrt{\frac{4F_c}{\pi}}, \text{ м}$	<u>1.00</u>	<u>0.679</u>	<u>0.710</u>	<u>0.728</u>	<u>0.749</u>	<u>0.772</u>
		<u>1.50</u>	<u>0.749</u>	<u>0.783</u>	<u>0.802</u>	<u>0.825</u>	<u>0.864</u>
		<u>2.00</u>	<u>0.826</u>	<u>0.861</u>	<u>0.881</u>	<u>0.903</u>	<u>0.943</u>
		<u>2.50</u>	<u>0.888</u>	<u>0.921</u>	<u>0.940</u>	<u>0.962</u>	<u>1.000</u>

1.2. Двухвальный турбореактивный двигатель.

Исходными данными для выполнения расчёта высотно-скоростных характеристик двухвального ТРД (рис.1.2) являются результаты газодинамического расчёта, приведенные в работе [1]:

- тяга двигателя $P=100$ кН; - общая степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 15$; - температура газа перед турбиной $T_{\Gamma}^*=1370$ К; - прототип – двигатель РД-3М-500.

Хотя двигатель РД-3М-500 выполнен по одновальной схеме, ниже приводится метод расчёта высотно-скоростных характеристик двухвального ТРД.

Двигатель выполнен по двухвальной схеме с нерегулируемым компрессором (имеется лишь входной направляющий аппарат с поворотными лопатками на входе в компрессор ВД для улучшения запуска двигателя). Основные данные элементов проектируемого двигателя:

а) компрессор низкого давления

$\pi_{\text{кнд}}^* = 3.873$; $T_{\text{в}}^* = 288$ К; $\eta_{\text{кнд}}^* = 0.88$; $\eta_{\text{онд}} = 0.9$; $L_{\text{кнд}} = 155366$ Дж/кг; $T_{\text{х}}^* = 442.82$ К;
 $p_{\text{х}}^* = 3.8652 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{\text{в}} = 126.6$ кг/с;

б) компрессор высокого давления

$\pi_{\text{квд}}^* = 3.873$; $T_{\text{х}}^* = 442.82$ К; $\eta_{\text{квд}}^* = 0.87$; $\eta_{\text{овд}} = 0.89$; $L_{\text{квд}} = 241507$ Дж/кг; $T_{\text{к}}^* = 683.2$ К;
 $p_{\text{к}}^* = 14.9699 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{\text{в}} = 126.6$ кг/с;

в) камера сгорания

$T_{\Gamma}^* = 1370$ К; $c_{\Gamma} = 1.2423 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $q_{\text{вн}} = 853.22$ кДж/кг; $G_{\Gamma} = 8657$ кг/ч; $g_{\Gamma} = 0.0201$;
 $R_{\Gamma} = 287.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $T_{\text{к}}^* = 683.2$ К; $p_{\Gamma}^* = 14.2963 \cdot 10^5$ Н/м²; $\sigma_{\text{кс}} = 0.955$;

г) турбина высокого давления

$L_{\text{твд}} = 251787$ Дж/кг; $g_{\text{охл}} = 0.04$; $g_{\text{отб}} = 0.015$; $\pi_{\text{твд}}^* = 2.164$; $\eta_{\text{твд}}^* = 0.91$; $T_{\text{в}}^* = 1152.7$ К;
 $T_{\text{уу}}^* = 1135.6$ К; $p_{\text{в}}^* = 6.6054 \cdot 10^5$ Н/м²;

д) турбина низкого давления

$L_{\text{тнд}} = 154747$ Дж/кг; $\pi_{\text{тнд}}^* = 1.735$; $\eta_{\text{тнд}}^* = 0.92$; $T_{\Gamma}^* = 1002.0$ К;
 $p_{\Gamma}^* = 3.807 \cdot 10^5$ Н/м²;

е) выходное сопло

$\pi_{\text{ср}} = 3.757$; $c_{\text{с}} = 562$ м/с; $p_{\text{с}} = 2.0572 \cdot 10^5$ Н/м²; $\varphi_{\text{рс}} = 0.98$; $F_{\text{с}} = F_{\text{кр}} = 0.2736$ м²; $D_{\text{с}} = 0.5902$ м;

Рис.1.2. Схема двухвального турбореактивного двигателя:

1 – входное устройство для дозвуковых скоростей полёта; 2 – компрессор низкого давления; 3 – компрессор высокого давления; 4 – камера сгорания; 5 – турбина привода компрессора ВД; 6 – турбина привода компрессора НД; 7 – выходное сопло;

н, вх, в, х, к, г, у, т, с – обозначения контрольных сечений потока воздуха и газа

$$P_{уд}=789.9 \frac{\text{Н}\cdot\text{с}}{\text{кг}}; C_{уд}=0.08657 \frac{\text{кг}}{\text{Н}\cdot\text{ч}}.$$

Принимаем величину относительной плотности тока на входе в компрессор НД $q(\lambda_{в\text{ расч}})=0.85$ на расчётном режиме.

Задаёмся осевой скоростью на выходе из компрессора высокого давления $c_k=110$ м/с. Приведенная скорость и относительная плотность тока в данном сечении рассчитываются по формулам:

$$\lambda_{к\text{ расч}} = \frac{c_k}{\sqrt{\frac{2\kappa RT_k^*}{\kappa+1}}} = \frac{110}{18.32\sqrt{683.2}} = 0.3067;$$

$$q(\lambda_{к\text{ расч}}) = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \lambda_{к\text{ расч}} \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{к\text{ расч}}^2\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} = \\ = 1.2^{2.5} \cdot 0.3067 \cdot \left(1 - \frac{0.4}{2.4} \cdot 0.3067^2\right)^{2.5} = 0.4651.$$

Осевая скорость на входе в компрессор высокого давления $c_x=139.4$ м/с, приведенная скорость равна $\lambda_x=0.3615$, относительная плотность тока $q(\lambda_x)=0.5832$.

Двигатель – прототип РД-3М-500 установлен в 1957 году на первый реактивный самолёт Ту-104, высота крейсерского полёта которого равна 10 км, а крейсерская скорость 800 км/ч. Из таблицы стандартной атмосферы [2] находим температуру воздуха на этой высоте $T_H=223.252$ К. Соответственно, скорость звука равна

$$a = \sqrt{\kappa RT_H} = \sqrt{1.4 \cdot 287 \cdot 223.252} = 275.34 \text{ м/с}, \text{ а число}$$

Отформатировано

$$M_{кр} = \frac{V_{кр}}{a} = \frac{800}{3.6 \cdot 275.34} = 0.807. \text{ То есть полёты Ту-104 происходят с}$$

дозвуковыми скоростями. Поэтому для проектируемого двигателя принимаем закон управления $n_{вд} = const$.

Определяются значения констант:

а) показатель политропы сжатия в компрессоре низкого и высокого давлений

$$\frac{\kappa-1}{\kappa \eta_{о нд}} = \frac{n_1-1}{n_1}; \quad \frac{1.4-1}{1.4 \cdot 0.9} = \frac{n_1-1}{n_1}; \quad n_1 = 1.4651;$$

$$\frac{\kappa-1}{\kappa \eta_{о вд}} = \frac{n_2-1}{n_2}; \quad \frac{1.4-1}{1.4 \cdot 0.9} = \frac{n_2-1}{n_2}; \quad n_2 = 1.4651;$$

б) в уравнении совместной работы элементов турбокомпрессора высокого давления

$$\frac{\pi_{кнд}^* \pi_{квд}^*}{q(\lambda_B)} = C_2 \sqrt{\pi_{кнд}^* \frac{n_1-1}{n_1} - 1} \cdot \frac{3.873 \cdot 3.873}{0.65} = C_2 \sqrt{3.873 \frac{1.4651-1}{1.4651} - 1};$$

$$C_2 = 31.4906;$$

в) в уравнении неразрывности между входом и выходом из компрессора низкого давления

$$\frac{m_B F_B p_B^* q(\lambda_B)}{\sqrt{T_B^*}} = \frac{m_B F_X p_X^* q(\lambda_X)}{\sqrt{T_X^*}} \cdot \frac{F_B}{F_X} = \sqrt{\frac{T_B^*}{T_X^*}} \cdot \frac{p_X^*}{p_B^*} \cdot \frac{q(\lambda_X)}{q(\lambda_B)} = \sqrt{\frac{1}{\pi_{кнд}^* \frac{n_1-1}{n_1}}} \cdot \frac{q(\lambda_X)}{q(\lambda_B)} \cdot \pi_{кнд}^* =$$

$$= \frac{q(\lambda_X)}{q(\lambda_B)} \pi_{кнд}^* \frac{1}{n_1} = C_3; \quad C_3 = \frac{0.5832}{0.65} \cdot 3.873 \frac{1}{1.4651} = 2.26086$$

г) в уравнении совместной работы элементов турбокомпрессора высокого давления

$$\frac{\pi_{квд}^*}{q(\lambda_X)} = C_1 \sqrt{\pi_{квд}^* \frac{n_2-1}{n_2} - 1} \cdot \frac{3.873}{0.5832} = C_1 \sqrt{3.873 \frac{1.4651-1}{1.4651} - 1}; \quad C_1 = 9.0622898;$$

д) в уравнении для адиабатной работы компрессора низкого давления

$$C_{10} = T_H^* (\pi_{кнд}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1) = 288.15 \cdot (3.873 \frac{1.4-1}{1.4} - 1) = 136.11$$

Принимаем следующие режимы работы ТРД при расчёте высотно-скоростных характеристик:

а) взлёт воздушного судна ($H=0$, $n_{вд}=n_{вд max}$);

б) набор высоты ($H=4$; 6; 8 км, $n_{вд}=0.95 n_{вд max}$);

в) крейсерский полёт (эшелон) ($H=11$ км, $n_{вд}=0.85 n_{вд max}$).

Результаты расчёта высотно-скоростных характеристик двухвального ТРД при законе управления $n_{вд}=const$ приведены в таблице 1.5.

На основании полученных результатов вычерчиваются зависимости тяги и удельного расхода топлива от скорости полета при варьировании высоты (скоростные характеристики ТРД), а затем те же зависимости от высоты полета при варьировании скорости (высотные характеристики ТРД). На полученные зависимости наносятся эксплуатационные ограничения по устойчивой работе компрессора ($\pi_{квд max}^* = (1.05 \dots 1.15) \pi_{квд расч}^*$), по прочности лопаток компрессора ВД ($p_{к max}^* = (1.05 \dots 1.15) p_{к расч}^*$), по устойчивой работе камеры сгорания ($\alpha_{\Sigma} < 1.8 \dots 2.2$). Далее осуществляется анализ протекания высотно-скоростных характеристик ТРД, отмечаются их характерные особенности и изучаются причины этих особенностей.

Отформатировано

Таблица 1.5

Высотно-скоростные характеристики двухвального ТРД с нерегулируемым соплом

Отформатировано

№ п/п	Наименование параметра, расчётная формула	M_n	Высота полёта, км				
			0	4	6	8	11
1	2	3	4	5	6	7	8
1	Температура наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $T_H = 288.15 - 6.5 \cdot H$	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.20	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.40	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.60	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.80	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		1.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
2	Давление наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $p_H = 1.01325 \cdot \left(1 - \frac{H}{44.368}\right)^{5.2532} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$	0.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.20	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.40	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.60	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.80	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		1.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
	Температура торможения на	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65

<u>3</u>	<u>входе в двигатель</u>	0.20	290.46	264.25	251.14	238.04	218.38
		0.40	297.37	270.54	257.12	243.71	223.58
		0.60	308.90	281.02	267.09	253.15	232.25
		0.80	325.03	295.71	281.04	266.38	244.38
		1.00	345.78	314.58	298.90	283.38	259.98
	$T_H^* = T_H \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2\right)$						
<u>4</u>	<u>Полное давление воздуха на входе в двигатель</u>	0.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.20	1.0419	0.6300	0.4806	0.3614	0.2285
		0.40	1.1313	0.6840	0.5219	0.3924	0.2481
		0.60	1.2924	0.7814	0.5962	0.4483	0.2834
		0.80	1.5445	0.9339	0.7125	0.5357	0.3387
	1.00	1.9180	1.1597	0.8847	0.6653	0.4206	
	$p_H^* = p_H \left(\frac{T_H^*}{T_H}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$						
<u>5</u>	<u>Температура заторможенного потока воздуха на входе в КНД</u>	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.20	290.46	264.25	251.14	238.04	218.38
		0.40	297.37	270.54	257.12	243.71	223.58
		0.60	308.90	281.02	267.09	253.15	232.25
		0.80	325.03	295.71	281.04	266.38	244.38
	1.00	345.78	314.58	298.90	283.38	259.98	
	$T_B^* = T_H^*$						
<u>6</u>	<u>Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве</u>	0.00	0.990	0.990	0.990	0.990	0.990
		0.20	0.983	0.983	0.983	0.983	0.983
		0.40	0.977	0.977	0.977	0.977	0.977
		0.60	0.970	0.970	0.970	0.970	0.970
		0.80	0.964	0.964	0.964	0.964	0.964
	1.00	0.957	0.957	0.957	0.957	0.957	
	$\sigma_{вх} = \sigma_{вх \text{ расч}} - 0.033 M_H$						
<u>7</u>	<u>Полное давление на входе в КНД</u>	0.00	1.0031	0.6065	0.4627	0.3479	0.2200
		0.20	1.0246	0.6195	0.4726	0.3554	0.2247
		0.40	1.1051	0.6682	0.5098	0.3833	0.2423
		0.60	1.2539	0.7581	0.5784	0.4349	0.2750
		0.80	1.4883	0.8999	0.6865	0.5162	0.3264
	1.00	1.8355	1.1098	0.8467	0.6367	0.4025	
	$p_B^* = p_H^* \sigma_{вх} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$						

Продолжение табл.1.5

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>8</u>	<u>Режим работы двигателя:</u>	0.00	1.0000	0.9500	0.9500	0.9500	0.8500
	<u>B=1.00 – взлётный</u>	0.20	1.0000	0.9500	0.9500	0.9500	0.8500
	<u>B=0.95 – номинальный</u>	0.40	1.0000	0.9500	0.9500	0.9500	0.8500
	<u>B=0.85 – крейсерский</u>	0.60	1.0000	0.9500	0.9500	0.9500	0.8500
		0.80	1.0000	0.9500	0.9500	0.9500	0.8500
	1.00	1.0000	0.9500	0.9500	0.9500	0.8500	
<u>9</u>	<u>Относительное изменение при введённой частоте вращения ротора ВД</u>	0.00	1.0000	0.9960	1.0079	1.0162	0.9874
		0.20	0.9960	0.9920	1.0047	1.0168	0.9851
		0.40	0.9844	0.9871	0.9982	1.0090	0.9851
		0.60	0.9856	0.9833	0.9867	1.0015	0.9747
		0.80	0.9719	0.9694	0.9833	0.9881	0.9607
	1.00	0.9540	0.9518	0.9665	0.9811	0.9425	
	$n_{вд пр} = B \sqrt{\frac{T_H^* \text{ расч}}{T_H^*}}$						
<u>10</u>	<u>Степень повышения давления воздуха в КВД</u>	0.00	3.873	3.840	3.938	4.006	3.769
		0.20	3.840	3.808	3.912	4.011	3.751
		0.40	3.745	3.767	3.858	3.946	3.750
		0.60	3.755	3.736	3.764	3.885	3.665
		0.80	3.642	3.622	3.736	3.775	3.550

	$\pi_{\text{КВД}}^* = f(\bar{n}_{\text{ВД}} \text{ пр}, \pi_{\text{КВД}}^* \text{ расч})$	<u>1.00</u>	<u>3.496</u>	<u>3.477</u>	<u>3.598</u>	<u>3.718</u>	<u>3.401</u>
<u>11</u>	<u>Относительная плотность тока на входе в КВД</u> $q(\lambda_x) = \frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{9.0624 \sqrt{\pi_{\text{КВД}}^* \frac{n_2-1}{n_2-1}}}$	<u>0.00</u>	<u>0.5832</u>	<u>0.5805</u>	<u>0.5885</u>	<u>0.5941</u>	<u>0.5747</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.5805</u>	<u>0.5778</u>	<u>0.5864</u>	<u>0.5946</u>	<u>0.5732</u>
		<u>0.40</u>	<u>0.5726</u>	<u>0.5745</u>	<u>0.5819</u>	<u>0.5892</u>	<u>0.5731</u>
		<u>0.60</u>	<u>0.5735</u>	<u>0.5719</u>	<u>0.5742</u>	<u>0.5842</u>	<u>0.5661</u>
		<u>0.80</u>	<u>0.5642</u>	<u>0.5626</u>	<u>0.5719</u>	<u>0.5751</u>	<u>0.5567</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.5523</u>	<u>0.5508</u>	<u>0.5606</u>	<u>0.5705</u>	<u>0.5445</u>
<u>12</u>	<u>Степень повышения давления воздуха в КНД</u> $\pi_{\text{КНД}}^* = (1 + \frac{136.1096 \cdot B}{T_H^*})^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$	<u>0.00</u>	<u>3.8729</u>	<u>3.9598</u>	<u>4.3478</u>	<u>4.6841</u>	<u>3.5373</u>
		<u>0.20</u>	<u>3.8385</u>	<u>3.8297</u>	<u>4.2216</u>	<u>4.7316</u>	<u>3.4624</u>
		<u>0.40</u>	<u>3.6437</u>	<u>3.5564</u>	<u>4.0138</u>	<u>4.3944</u>	<u>3.3884</u>
		<u>0.60</u>	<u>3.3952</u>	<u>3.3571</u>	<u>3.6922</u>	<u>4.1166</u>	<u>3.2029</u>
		<u>0.80</u>	<u>3.1499</u>	<u>3.1162</u>	<u>3.3568</u>	<u>3.7401</u>	<u>2.9758</u>
		<u>1.00</u>	<u>2.8878</u>	<u>2.8567</u>	<u>3.0666</u>	<u>3.3154</u>	<u>2.7367</u>
<u>13</u>	<u>Относительная плотность тока на входе в КНД</u> $q(\lambda_g) = \frac{\pi_{\text{КНД}}^* \pi_{\text{КВД}}^*}{31.4906 \sqrt{\pi_{\text{КНД}}^* \frac{n_1-1}{n_1-1}}}$	<u>0.00</u>	<u>0.6500</u>	<u>0.6524</u>	<u>0.7052</u>	<u>0.7491</u>	<u>0.6028</u>
		<u>0.20</u>	<u>0.6414</u>	<u>0.6351</u>	<u>0.6887</u>	<u>0.7546</u>	<u>0.5932</u>
		<u>0.40</u>	<u>0.6082</u>	<u>0.6041</u>	<u>0.6603</u>	<u>0.7110</u>	<u>0.5866</u>
		<u>0.60</u>	<u>0.5879</u>	<u>0.5817</u>	<u>0.6157</u>	<u>0.6744</u>	<u>0.5575</u>
		<u>0.80</u>	<u>0.5496</u>	<u>0.5437</u>	<u>0.5817</u>	<u>0.6217</u>	<u>0.6216</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.5067</u>	<u>0.5016</u>	<u>0.5360</u>	<u>0.5753</u>	<u>0.4816</u>
<u>14</u>	<u>Температура торможения на выходе из КНД</u> $T_X^* = T_V^* \pi_{\text{КВД}}^* \frac{n_1-1}{n_1-1}$	<u>0.00</u>	<u>442.89</u>	<u>405.78</u>	<u>397.27</u>	<u>385.56</u>	<u>323.55</u>
		<u>0.20</u>	<u>445.17</u>	<u>404.71</u>	<u>396.72</u>	<u>389.89</u>	<u>323.93</u>
		<u>0.40</u>	<u>448.30</u>	<u>404.72</u>	<u>399.71</u>	<u>389.91</u>	<u>329.38</u>
		<u>0.60</u>	<u>455.35</u>	<u>412.78</u>	<u>404.34</u>	<u>396.71</u>	<u>336.08</u>
		<u>0.80</u>	<u>467.86</u>	<u>424.20</u>	<u>412.79</u>	<u>404.92</u>	<u>345.48</u>
		<u>1.00</u>	<u>484.19</u>	<u>438.99</u>	<u>426.72</u>	<u>414.59</u>	<u>357.88</u>

Продолжение табл.1.5

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>15</u>	<u>Температура торможения на выходе из КВД</u> $T_K^* = T_X^* \pi_{\text{КВД}}^* \frac{n_2-1}{n_2-1}$	<u>0.00</u>	<u>680.74</u>	<u>622.00</u>	<u>613.86</u>	<u>598.98</u>	<u>493.04</u>
		<u>0.20</u>	<u>682.41</u>	<u>618.70</u>	<u>611.69</u>	<u>605.98</u>	<u>492.85</u>
		<u>0.40</u>	<u>681.72</u>	<u>616.62</u>	<u>613.61</u>	<u>602.89</u>	<u>501.11</u>
		<u>0.60</u>	<u>693.03</u>	<u>627.25</u>	<u>615.89</u>	<u>610.36</u>	<u>507.60</u>
		<u>0.80</u>	<u>705.21</u>	<u>638.27</u>	<u>627.26</u>	<u>617.32</u>	<u>516.53</u>
		<u>1.00</u>	<u>720.38</u>	<u>652.03</u>	<u>640.70</u>	<u>629.02</u>	<u>527.83</u>
<u>16</u>	<u>Полное давление на выходе из КНД</u> $p_X^* = p_V^* \pi_{\text{КВД}}^* \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	<u>0.00</u>	<u>3.8851</u>	<u>2.4016</u>	<u>2.0118</u>	<u>1.6298</u>	<u>0.7781</u>
		<u>0.20</u>	<u>3.9330</u>	<u>2.3725</u>	<u>1.9952</u>	<u>1.6816</u>	<u>0.7780</u>
		<u>0.40</u>	<u>4.0267</u>	<u>2.3763</u>	<u>2.0461</u>	<u>1.6844</u>	<u>0.8212</u>
		<u>0.60</u>	<u>4.2573</u>	<u>2.5452</u>	<u>2.1356</u>	<u>1.7904</u>	<u>0.8807</u>
		<u>0.80</u>	<u>4.6881</u>	<u>2.8042</u>	<u>2.3045</u>	<u>1.9307</u>	<u>0.9712</u>
		<u>1.00</u>	<u>5.3007</u>	<u>3.1704</u>	<u>2.5965</u>	<u>2.1108</u>	<u>1.1016</u>
<u>17</u>	<u>Полное давление на выходе из КВД</u>	<u>0.00</u>	<u>15.046</u>	<u>9.2225</u>	<u>7.9226</u>	<u>6.5283</u>	<u>2.9330</u>
		<u>0.20</u>	<u>15.104</u>	<u>9.0337</u>	<u>7.8045</u>	<u>6.7452</u>	<u>2.9181</u>
		<u>0.40</u>	<u>15.078</u>	<u>8.9519</u>	<u>7.8936</u>	<u>6.6475</u>	<u>3.0796</u>

	$p_K^* = p_X^* \pi_{\text{КВД}}^* \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	0.60	15.984	9.5090	8.0386	6.9558	3.2279
		0.80	17.073	10.156	8.6098	7.2885	3.4479
		1.00	18.529	11.023	9.3415	7.8477	3.7460
<u>18</u>	Удельная работа сжатия в КНД	0.00	155440	144273	148787	150077	107380
	$L_{\text{КНД}} = c_{\text{рв}}(T_X^* - T_B^*), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.20	155415	141095	146234	152530	106020
		0.40	151606	134786	143231	146861	106269
		0.60	147112	132350	137871	144206	104299
		0.80	143472	129071	132345	139163	101549
		1.00	139028	124967	128311	131801	98344
<u>19</u>	Удельная работа сжатия в КВД	0.00	238915	217200	217561	214386	170254
	$L_{\text{КВД}} = c_{\text{рв}}(T_K^* - T_X^*), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.20	238301	214949	215939	217064	169684
		0.40	234467	212852	214859	213938	172510
		0.60	238746	215433	212496	214609	172286
		0.80	238417	215036	215433	213363	171822
		1.00	237252	213997	214948	215398	170706
<u>20</u>	Относительное изменение работы сжатия в КВД	0.00	1.0000	0.9091	0.9106	0.8973	0.7126
	$\bar{L}_{\text{КВД}} = \frac{L_{\text{КВД}}}{L_{\text{КВД расч}}}$	0.20	0.9974	0.8997	0.9038	0.9085	0.7102
		0.40	0.9814	0.8909	0.8993	0.8955	0.7221
		0.60	0.9993	0.9017	0.8894	0.8983	0.7211
		0.80	0.9979	0.9001	0.9017	0.8930	0.7192
		1.00	0.9930	0.8957	0.8997	0.9016	0.7145
<u>21</u>	Температура газа перед турбинной ВД	0.00	1370.0	1245.4	1247.5	1229.3	976.28
	$T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \text{ расч}}^* \bar{L}_{\text{КВД}}$	0.20	1366.4	1232.5	1238.2	1244.7	973.01
		0.40	1344.5	1220.5	1232.0	1226.7	989.22
		0.60	1369.0	1235.3	1218.5	1230.6	987.93
		0.80	1367.1	1233.0	1235.3	1223.4	985.27
		1.00	1360.4	1227.1	1232.5	1235.1	978.87
<u>22</u>	Расход воздуха через двигатель	0.00	112.36	72.23	62.00	51.46	25.95
	$G_B = G_B \text{ расч} \frac{p_K^*}{p_K \text{ расч}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\Gamma \text{ расч}}^*}{T_{\Gamma}^*}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	0.20	112.93	71.12	61.30	52.84	25.86
		0.40	113.66	70.82	62.16	52.46	27.06
		0.60	119.41	74.78	63.65	54.80	28.38
		0.80	127.63	79.94	67.71	57.59	30.36
		1.00	138.85	86.98	73.54	61.72	33.09

Продолжение табл.1.5

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>23</u>	Относительная плотность тока на выходе из КВД	0.00	0.3244	0.3352	0.3228	0.3212	0.3270
	$q(\lambda_K) = \frac{G_B \sqrt{T_K^*}}{m_B F_K p_K^*}$	0.20	0.3252	0.3260	0.3235	0.3211	0.3275
		0.40	0.3277	0.3271	0.3248	0.3226	0.3275
		0.60	0.3274	0.3279	0.3272	0.3241	0.3299
		0.80	0.3305	0.3311	0.3279	0.3269	0.3332
		1.00	0.3349	0.3355	0.3318	0.3284	0.3379
<u>24</u>	Средняя условная теплоёмкость процесса подвода тепла в камере сгорания	0.00	1.2421	1.2113	1.2109	1.2058	1.1446
	$c_{\Pi} = 0.9 + 10^{-4}(2T_{\Gamma}^* + T_K^*), \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$	0.20	1.2415	1.2084	1.2088	1.2095	1.1439
		0.40	1.2371	1.2058	1.2078	1.2056	1.1480
		0.60	1.2431	1.2098	1.2053	1.2072	1.1483
		0.80	1.2439	1.2104	1.2098	1.2064	1.1487
		1.00	1.2441	1.2106	1.2106	1.2099	1.1486
	Удельное количество тепла,	0.00	856.11	755.21	767.33	760.07	553.09

<u>25</u>	<u>подведенное к воздуху в камере сгорания</u> $q_{\text{КС}} = c_{\text{П}}(T_{\text{Г}}^* - T_{\text{К}}^*), \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	0.20	849.29	741.79	757.38	772.55	549.24
		0.40	819.90	728.19	746.94	752.17	560.32
		0.60	840.34	735.66	726.32	748.75	551.59
		0.80	823.40	719.97	735.65	731.27	538.44
		1.00	796.35	696.21	716.50	733.36	518.04
<u>26</u>	<u>Отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания</u> $g_{\text{Г}} = \frac{q_{\text{КС}}}{H_{\text{У}}\eta_{\text{КС}}}$	0.00	0.0200	0.0177	0.0179	0.0178	0.0129
		0.20	0.0199	0.0173	0.0177	0.0181	0.0128
		0.40	0.0192	0.0170	0.0175	0.0176	0.0131
		0.60	0.0196	0.0172	0.017	0.0175	0.0129
		0.80	0.0193	0.0168	0.0172	0.0171	0.0126
<u>27</u>	<u>Относительный расход газа в турбине ВД</u> $g_{\text{Г}} = (1 + g_{\text{Г}})(1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})$	0.00	0.9820	0.9770	0.9777	0.9771	0.9724
		0.20	0.9823	0.9767	0.9770	0.9774	0.9724
		0.40	0.9841	0.9764	0.9768	0.9769	0.9726
		0.60	0.9817	0.9766	0.9763	0.9768	0.9724
		0.80	0.9816	0.9762	0.9766	0.9765	0.9721
<u>28</u>	<u>Удельная работа расширения газа в турбине ВД</u> $L_{\text{ТВД}} = \frac{L_{\text{квд}}}{g_{\text{Г}}\eta_{\text{мех}}}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.00	244522	223432	223741	220513	175958
		0.20	243825	221186	222124	223203	175385
		0.40	239443	219096	221067	220092	178260
		0.60	244408	221714	218739	220800	178065
		0.80	244109	221386	221715	219606	177639
<u>29</u>	<u>Полное давление газа на входе в турбину ВД</u> $p_{\text{Г}}^* = p_{\text{К}}\sigma_{\text{КС}} \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	0.00	14.444	8.8536	7.6057	6.2672	2.8157
		0.20	14.500	8.6723	7.4923	6.4754	2.8014
		0.40	14.475	8.5938	7.5779	6.3816	2.9564
		0.60	15.345	9.1286	7.7170	6.6775	3.0987
		0.80	16.390	9.7501	8.2654	6.9970	3.3100
<u>30</u>	<u>Степень расширения газа в турбине ВД</u> $\pi_{\text{ТВД}}^* = \left(1 - \frac{L_{\text{ТВД}}}{c_{\text{рГ}}T_{\text{Г}}^*}\right)^{\frac{-\kappa_{\text{Г}}}{\eta_{\text{ТВД}}}}$	0.00	2.102	2.111	2.111	2.111	2.120
		0.20	2.102	2.112	2.111	2.111	2.120
		0.40	2.099	2.112	2.112	2.111	2.120
		0.60	2.103	2.112	2.113	2.112	2.120
		0.80	2.103	2.113	2.112	2.112	2.121
1.00	2.103	2.114	2.113	2.112	2.122		

Продолжение табл.1.5

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>31</u>	<u>Температура газа за турбиной ВД без учёта охлаждения лопаток</u> $T_{\text{У}}^* = T_{\text{Г}}^* - \frac{L_{\text{ТВД}}}{\frac{\kappa_{\text{Г}}}{\kappa_{\text{Г}} - 1} R_{\text{Г}}}$	0.00	1159.0	1052.6	1054.4	1039.0	824.3
		0.20	1156.0	1041.6	1046.5	1052.0	821.6
		0.40	1137.8	1031.4	1041.2	1036.8	835.3
		0.60	1158.1	1043.9	1029.7	1040.0	834.2
		0.80	1156.4	1042.0	1043.9	1033.9	831.9
<u>32</u>	<u>Температура газа за турбиной ВД при смешении охлаждающего воздуха с потоком газа</u> $T_{\text{У}}^{*'} = \frac{c_{\text{рГ}}g_{\text{Г}}T_{\text{У}}^* + c_{\text{рВ}}g_{\text{охл}}T_{\text{К}}^*}{c_{\text{р см}}(g_{\text{Г}} + g_{\text{охл}})}$	0.00	1151.4	1044.7	1046.3	1030.9	818.1
		0.20	1148.7	1033.8	1038.5	1043.9	815.4
		0.40	1131.8	1023.8	1033.4	1028.8	829.0
		0.60	1150.8	1036.3	1022.0	1032.1	828.0
		0.80	1149.4	1034.5	1036.3	1026.2	825.9
1.00	1144.4	1029.7	1034.1	1036.1	820.7		
	<u>Полное давление газа на вы-</u>	0.00	6.8714	4.1934	3.6033	2.9687	1.3281

<u>33</u>	<u>ходе из турбины ВД</u>	<u>0.20</u>	<u>6.8991</u>	<u>4.1064</u>	<u>3.5488</u>	<u>3.0681</u>	<u>1.3212</u>
	$p_y^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{\GammaВД}^*} \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	<u>0.40</u>	<u>6.8978</u>	<u>4.0681</u>	<u>3.5886</u>	<u>3.0224</u>	<u>1.3947</u>
		<u>0.60</u>	<u>7.2982</u>	<u>4.3219</u>	<u>3.6529</u>	<u>3.1623</u>	<u>1.4615</u>
		<u>0.80</u>	<u>7.7941</u>	<u>4.6147</u>	<u>3.9132</u>	<u>3.3124</u>	<u>1.5607</u>
		<u>1.00</u>	<u>8.4594</u>	<u>5.0063</u>	<u>4.2441</u>	<u>3.5667</u>	<u>1.6950</u>
<u>34</u>	<u>Удельная работа расширения газа в турбине НД</u>	<u>0.00</u>	<u>155546</u>	<u>144708</u>	<u>149195</u>	<u>150514</u>	<u>108197</u>
	$L_{\text{ТНД}} = \frac{L_{\text{кнд}}}{g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	<u>0.20</u>	<u>155544</u>	<u>141564</u>	<u>146668</u>	<u>152930</u>	<u>106837</u>
		<u>0.40</u>	<u>151825</u>	<u>135275</u>	<u>143690</u>	<u>147315</u>	<u>107060</u>
		<u>0.60</u>	<u>147264</u>	<u>132808</u>	<u>138377</u>	<u>144663</u>	<u>105097</u>
		<u>0.80</u>	<u>143676</u>	<u>129563</u>	<u>132803</u>	<u>139659</u>	<u>102357</u>
<u>35</u>	<u>Степень расширения газа в турбине НД</u>	<u>0.00</u>	<u>1.721</u>	<u>1.747</u>	<u>1.778</u>	<u>1.805</u>	<u>1.701</u>
	$\pi_{\text{ТНД}}^* = \left(1 - \frac{L_{\text{ТНД}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_y^* \eta_{\text{ТНД}}} \right)^{\frac{-\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}}$	<u>0.20</u>	<u>1.724</u>	<u>1.735</u>	<u>1.768</u>	<u>1.809</u>	<u>1.692</u>
		<u>0.40</u>	<u>1.714</u>	<u>1.700</u>	<u>1.751</u>	<u>1.783</u>	<u>1.678</u>
		<u>0.60</u>	<u>1.669</u>	<u>1.671</u>	<u>1.724</u>	<u>1.759</u>	<u>1.663</u>
		<u>0.80</u>	<u>1.648</u>	<u>1.650</u>	<u>1.671</u>	<u>1.729</u>	<u>1.641</u>
<u>36</u>	<u>Температура газа за турбиной НД</u>	<u>0.00</u>	<u>1017.2</u>	<u>919.8</u>	<u>917.5</u>	<u>901.0</u>	<u>724.7</u>
	$T_{\Gamma}^* = T_y^* - \frac{L_{\text{ТНД}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma}}$	<u>0.20</u>	<u>1201.4</u>	<u>911.6</u>	<u>911.9</u>	<u>911.8</u>	<u>723.1</u>
		<u>0.40</u>	<u>1000.8</u>	<u>907.0</u>	<u>909.3</u>	<u>901.6</u>	<u>736.6</u>
		<u>0.60</u>	<u>1023.7</u>	<u>921.6</u>	<u>902.6</u>	<u>907.2</u>	<u>737.3</u>
		<u>0.80</u>	<u>1025.4</u>	<u>922.6</u>	<u>921.6</u>	<u>905.6</u>	<u>737.5</u>
<u>37</u>	<u>Полное давление газа на выходе из турбины НД</u>	<u>0.00</u>	<u>3.9923</u>	<u>2.4004</u>	<u>2.0266</u>	<u>1.6451</u>	<u>0.7808</u>
	$p_{\Gamma}^* = \frac{p_y^*}{\pi_{\text{ТНД}}^*} \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	<u>0.20</u>	<u>4.0030</u>	<u>2.3667</u>	<u>2.0077</u>	<u>1.6965</u>	<u>0.7809</u>
		<u>0.40</u>	<u>4.0239</u>	<u>2.3935</u>	<u>2.0494</u>	<u>1.6954</u>	<u>0.8310</u>
		<u>0.60</u>	<u>4.3716</u>	<u>2.5865</u>	<u>2.1193</u>	<u>1.7973</u>	<u>0.8791</u>
		<u>0.80</u>	<u>4.7281</u>	<u>2.7962</u>	<u>2.3419</u>	<u>1.9160</u>	<u>0.9508</u>
	<u>1.00</u>	<u>5.2034</u>	<u>3.0769</u>	<u>2.5791</u>	<u>2.1391</u>	<u>1.0463</u>	

Продолжение табл. 1.5

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>38</u>	<u>Располагаемая степень понижения давления газа в РС</u>	<u>0.00</u>	<u>3.940</u>	<u>3.918</u>	<u>4.336</u>	<u>4.681</u>	<u>3.514</u>
	$\pi_{\text{ср}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{Н}}}$	<u>0.20</u>	<u>3.951</u>	<u>3.863</u>	<u>4.296</u>	<u>4.827</u>	<u>3.514</u>
		<u>0.40</u>	<u>3.971</u>	<u>3.907</u>	<u>4.385</u>	<u>4.824</u>	<u>3.740</u>
		<u>0.60</u>	<u>4.314</u>	<u>4.222</u>	<u>4.534</u>	<u>5.114</u>	<u>3.956</u>
		<u>0.80</u>	<u>4.666</u>	<u>4.564</u>	<u>5.011</u>	<u>5.452</u>	<u>4.279</u>
	<u>1.00</u>	<u>5.135</u>	<u>5.022</u>	<u>5.518</u>	<u>6.087</u>	<u>4.709</u>	
<u>39</u>	<u>Скорость истечения газа из реактивного сопла при полном расширении</u>	<u>0.00</u>	<u>572.01</u>	<u>543.88</u>	<u>543.23</u>	<u>538.30</u>	<u>482.67</u>
	$c_c = \varphi_c \sqrt{\frac{2\kappa_{\Gamma} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*}{\kappa_{\Gamma} + 1}}, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	<u>0.20</u>	<u>571.25</u>	<u>541.46</u>	<u>541.55</u>	<u>541.54</u>	<u>482.15</u>
		<u>0.40</u>	<u>567.36</u>	<u>540.07</u>	<u>540.78</u>	<u>538.49</u>	<u>486.62</u>
		<u>0.60</u>	<u>573.82</u>	<u>544.41</u>	<u>538.76</u>	<u>540.16</u>	<u>486.85</u>
		<u>0.80</u>	<u>574.30</u>	<u>544.71</u>	<u>544.42</u>	<u>539.68</u>	<u>486.92</u>
	<u>1.00</u>	<u>573.94</u>	<u>544.30</u>	<u>544.78</u>	<u>544.51</u>	<u>486.11</u>	

<u>40</u>	<u>Статическое давление в потоке газа в обресе реактивного сопла</u> $p_c = \frac{p_T^*}{\pi_{кр}} \cdot 10^5, \frac{Н}{м^2}$	0.00	<u>2.1573</u>	<u>1.2971</u>	<u>1.0951</u>	<u>0.8890</u>	<u>0.4219</u>
		0.20	<u>2.1631</u>	<u>1.2789</u>	<u>1.0849</u>	<u>0.9167</u>	<u>0.4220</u>
		0.40	<u>2.1744</u>	<u>1.2933</u>	<u>1.1074</u>	<u>0.9161</u>	<u>0.4490</u>
		0.60	<u>2.3623</u>	<u>1.3976</u>	<u>1.1452</u>	<u>0.9712</u>	<u>0.4750</u>
		0.80	<u>2.5549</u>	<u>1.5110</u>	<u>1.2655</u>	<u>1.0353</u>	<u>0.5138</u>
		1.00	<u>2.8117</u>	<u>1.6627</u>	<u>1.3937</u>	<u>1.1559</u>	<u>0.5654</u>
<u>41</u>	<u>Скорость полёта ВС</u> $V = M_H \sqrt{kRT_H}, \frac{м}{с}$	0.00	<u>0.0</u>	<u>0.0</u>	<u>0.0</u>	<u>0.0</u>	<u>0.0</u>
		0.20	<u>68.1</u>	<u>64.9</u>	<u>63.3</u>	<u>61.6</u>	<u>59.0</u>
		0.40	<u>136.1</u>	<u>129.8</u>	<u>126.6</u>	<u>123.2</u>	<u>118.0</u>
		0.60	<u>204.2</u>	<u>194.7</u>	<u>189.8</u>	<u>184.8</u>	<u>177.0</u>
		0.80	<u>272.2</u>	<u>259.6</u>	<u>253.1</u>	<u>246.4</u>	<u>236.0</u>
		1.00	<u>340.3</u>	<u>324.5</u>	<u>316.1</u>	<u>308.0</u>	<u>2395.0</u>
<u>42</u>	<u>Тяга турбореактивного двигателя</u> $P = G_B(g_T + g_{охл})c_c - G_B V + F_c(p_c - p_H), Н$	0.00	<u>100000</u>	<u>60568</u>	<u>53214</u>	<u>44430</u>	<u>18674</u>
		0.20	<u>92729</u>	<u>54599</u>	<u>48531</u>	<u>42962</u>	<u>17093</u>
		0.40	<u>85231</u>	<u>50202</u>	<u>45653</u>	<u>39356</u>	<u>16971</u>
		0.60	<u>86253</u>	<u>50555</u>	<u>43278</u>	<u>38761</u>	<u>16596</u>
		0.80	<u>86660</u>	<u>50714</u>	<u>44552</u>	<u>38164</u>	<u>16619</u>
		1.00	<u>88523</u>	<u>51743</u>	<u>45605</u>	<u>39633</u>	<u>16920</u>
<u>43</u>	<u>Удельная тяга ТРД</u> $P_{уд} = \frac{P}{G_B}, \frac{Н \cdot с}{кг}$	0.00	<u>890.0</u>	<u>838.6</u>	<u>858.3</u>	<u>863.3</u>	<u>719.7</u>
		0.20	<u>821.1</u>	<u>767.7</u>	<u>791.7</u>	<u>813.0</u>	<u>661.0</u>
		0.40	<u>749.9</u>	<u>708.9</u>	<u>734.5</u>	<u>750.2</u>	<u>627.1</u>
		0.60	<u>722.3</u>	<u>676.1</u>	<u>679.9</u>	<u>707.3</u>	<u>584.7</u>
		0.80	<u>679.0</u>	<u>634.4</u>	<u>658.0</u>	<u>662.7</u>	<u>547.4</u>
		1.00	<u>637.5</u>	<u>594.9</u>	<u>620.1</u>	<u>642.1</u>	<u>511.3</u>
<u>44</u>	<u>Удельный расход топлива ТРД</u> $C_{уд} = \frac{3600 g_T (1 - g_{охл} - g_{отб})}{P_{уд}}, \frac{кг}{Н \cdot ч}$	0.00	<u>0.0781</u>	<u>0.0729</u>	<u>0.0724</u>	<u>0.0713</u>	<u>0.0622</u>
		0.20	<u>0.0840</u>	<u>0.0783</u>	<u>0.0775</u>	<u>0.0770</u>	<u>0.0673</u>
		0.40	<u>0.0891</u>	<u>0.0832</u>	<u>0.0824</u>	<u>0.0812</u>	<u>0.0724</u>
		0.60	<u>0.0945</u>	<u>0.881</u>	<u>0.0865</u>	<u>0.0857</u>	<u>0.0764</u>
		0.80	<u>0.0985</u>	<u>0.0919</u>	<u>0.0906</u>	<u>0.0894</u>	<u>0.0797</u>
		1.00	<u>0.1016</u>	<u>0.0948</u>	<u>0.0936</u>	<u>0.0925</u>	<u>0.0821</u>
<u>45</u>	<u>Часовой расход топлива ТРД</u> $G_{Тч} = C_{уд} P, \frac{кг}{ч}$	0.00	<u>7812</u>	<u>4418</u>	<u>3853</u>	<u>3168</u>	<u>1162</u>
		0.20	<u>7793</u>	<u>4272</u>	<u>3760</u>	<u>3306</u>	<u>1150</u>
		0.40	<u>7591</u>	<u>4177</u>	<u>3760</u>	<u>3195</u>	<u>1228</u>
		0.60	<u>8150</u>	<u>4455</u>	<u>3744</u>	<u>3323</u>	<u>1268</u>
		0.80	<u>8538</u>	<u>4661</u>	<u>4034</u>	<u>3411</u>	<u>1324</u>
		1.00	<u>8991</u>	<u>4904</u>	<u>4267</u>	<u>3665</u>	<u>1388</u>

Продолжение табл.1.5

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
<u>46</u>	<u>Работа цикла ТРД</u> $L_{ц} = L_{ТВД}(1 - \eta_{мех}) + \frac{P_{уд}(P_{уд} + 2V)}{2}, \frac{Дж}{кг}$	0.00	<u>397278</u>	<u>352719</u>	<u>369500</u>	<u>373788</u>	<u>259906</u>
		0.20	<u>394196</u>	<u>345631</u>	<u>364585</u>	<u>381701</u>	<u>258384</u>
		0.40	<u>384419</u>	<u>344360</u>	<u>363801</u>	<u>374980</u>	<u>271533</u>
		0.60	<u>409589</u>	<u>361307</u>	<u>361342</u>	<u>381941</u>	<u>275320</u>
		0.80	<u>416574</u>	<u>367051</u>	<u>384176</u>	<u>383951</u>	<u>279911</u>
		1.00	<u>421393</u>	<u>371126</u>	<u>389586</u>	<u>405101</u>	<u>282434</u>
<u>47</u>	<u>Внутренний (эфффективный) КПД ТРД</u> $\eta_{ВН} = \frac{L_{ц} \eta_{кс}}{q_{кс}}$	0.00	<u>0.459</u>	<u>0.462</u>	<u>0.477</u>	<u>0.487</u>	<u>0.465</u>
		0.20	<u>0.460</u>	<u>0.461</u>	<u>0.477</u>	<u>0.489</u>	<u>0.466</u>
		0.40	<u>0.464</u>	<u>0.468</u>	<u>0.482</u>	<u>0.494</u>	<u>0.480</u>
		0.60	<u>0.483</u>	<u>0.486</u>	<u>0.493</u>	<u>0.505</u>	<u>0.494</u>
		0.80	<u>0.501</u>	<u>0.505</u>	<u>0.517</u>	<u>0.520</u>	<u>0.515</u>
		1.00	<u>0.524</u>	<u>0.528</u>	<u>0.538</u>	<u>0.547</u>	<u>0.540</u>
	<u>Тяговый (полётный) КПД ТРД</u>	<u>0.00</u>	<u>0.000</u>	<u>0.000</u>	<u>0.000</u>	<u>0.000</u>	<u>0.000</u>

48	$\eta_{\text{тяги}} = \frac{P_{\text{уд}} V}{L_{\text{ц}}}$	0.20	0.154	0.167	0.154	0.144	0.203
		0.40	0.315	0.336	0.310	0.292	0.387
		0.60	0.444	0.480	0.468	0.431	0.572
		0.80	0.582	0.630	0.586	0.571	0.750
		1.00	0.719	0.778	0.723	0.677	0.930
49	<u>Полный (общий) КПД ТРД</u> $\eta_{\text{п}} = \eta_{\text{вн}} \eta_{\text{тяги}}$	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
		0.20	0.071	0.077	0.074	0.070	0.095
		0.40	0.146	0.157	0.149	0.144	0.186
		0.60	0.214	0.233	0.230	0.217	0.283
		0.80	0.291	0.318	0.303	0.297	0.386
		1.00	0.376	0.411	0.389	0.370	0.502

1.3. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой.

Исходными данными для выполнения расчёта высотно-скоростных характеристик ТРДФ (рис.1.3) являются результаты газодинамического расчёта, приведенные в работе [1]:

- тяга двигателя $P=132500$ Н; общая степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = 15$; температура газа перед турбиной $T_{\text{т}}^*=1370$ К; температура газа в форсажной камере $T_{\text{ф}}^*=1700$ К; прототип – двигатель РД-3М-500.

Двигатель выполнен по двухвальной схеме с нерегулируемым компрессором (имеется лишь входной направляющий аппарат с поворотными лопатками на входе в компрессор высокого давления для улучшения запуска двигателя). Основные данные элементов проектируемого двигателя:

а) компрессор низкого давления

$\pi_{\text{кнд}}^* = 3.873$; $T_{\text{в}}^*=288.15$ К; $\eta_{\text{кнд}}^*=0.88$; $\eta_{\text{о нд}}=0.9$; $L_{\text{кнд}}=155440$ Дж/кг; $T_{\text{х}}^*=442.9$ К;

$p_{\text{в}}^*=1.0031 \cdot 10^5$ Н/м²; $p_{\text{х}}^*=3.8851 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{\text{в}}=123.1$ кг/с; $q(\lambda_{\text{в}})=0.6500$;

$F_{\text{в}}=0.79574$ м²; $\lambda_{\text{в}}=0.4487$; $c_{\text{в}}=139.4$ м/с;

б) компрессор высокого давления

$\pi_{\text{квд}}^* = 3.873$; $T_{\text{х}}^*=442.9$ К; $\eta_{\text{квд}}^*=0.88$; $\eta_{\text{о вд}}=0.90$; $L_{\text{квд}}=238915$ Дж/кг; $T_{\text{к}}^*=680.74$ К;

$p_{\text{к}}^*=15.0468 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{\text{в}}=123.48$ кг/с; $q(\lambda_{\text{х}})=0.5832$; $F_{\text{х}}=0.28391$ м²; $\lambda_{\text{х}}=0.3949$;

$c_{\text{х}}=152.1$ м/с; $q(\lambda_{\text{к}})=0.3244$; $\lambda_{\text{к}}=0.2095$; $c_{\text{к}}=100.0$ м/с; $F_{\text{к}}=0.16338$ м²;

в) камера сгорания

$T_{\text{г}}^*=1370$ К; $c_{\text{п}}=1.2421 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$; $q_{\text{вн}}=856.113$ кДж/кг; $g_{\text{т}}=0.02006$; $\sigma_{\text{кс}}=0.9600$;

$R_{\text{г}}=287.487 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$; $T_{\text{к}}^*=680.74$ К; $p_{\text{г}}^*=14.44489 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{\text{тч}}=8497$ кг/ч;

г) турбина высокого давления

$L_{\text{твд}}=247089$ Дж/кг; $g_{\text{охл}}=0.027$; $g_{\text{отб}}=0.02$; $\pi_{\text{твд}}^*=2.120$; $\eta_{\text{твд}}^*=0.915$; $T_{\text{в}}^*=1156.7$ К;

$T_{\text{ув}}^*=1144.9$ К; $p_{\text{в}}^*=6.8127 \cdot 10^5$ Н/м²;

д) турбина низкого давления

$L_{\text{тнд}}=155578$ Дж/кг; $\pi_{\text{тнд}}^*=1.727$; $\eta_{\text{тнд}}^*=0.925$; $T_{\text{т}}^*=1010.6$ К;

$p_{\text{т}}^*=3.9446 \cdot 10^5$ Н/м²;

е) форсажная камера сгорания

$$T_{\text{ф}}^* = 1700 \text{ К}; c_{\text{пф}} = 1.3411 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}; q_{\text{кф}} = 924.542 \text{ кДж/кг}; g_{\text{тф}} = 0.02189;$$

Рис.1.3. Схема турбореактивного двигателя с форсажной камерой:

1 – входное устройство для сверхзвуковых скоростей полёта; 2 – компрессор низкого давления; 3 – компрессор высокого давления; 4 – основная камера сгорания; 5 – турбина высокого давления; 6 – турбина низкого давления; 7 – форсажная камера; 8 – стабилизатор с коллектором топливных форсунок; 9 – антивибрационный экран; 10 – выходное сопло;
вх, в.х, к, г, у, т, ф, кр, с – обозначения контрольных сечений газоздушного тракта ТРДФ

Отформатировано

$$G_{\text{тф}} = 9721 \text{ кг/ч}; p_{\text{кф}}^* = 3.7474 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; \sigma_{\text{кф}} = 0.95; R_{\text{г}} = 288.013 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}; \eta_{\text{кф}} = 0.98;$$

ж) выходное сопло

$$\pi_{\text{ср}} = 3.893; c_{\text{с}} = 1050.96 \text{ м/с}; p_{\text{с}} = 1.01325 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; \varphi_{\text{рс}} = 0.99; F_{\text{с}} = 0.4489 \text{ м}^2; D_{\text{с}} = 0.755 \text{ м};$$

$$F_{\text{кр}} = 0.35393 \text{ м}^2; D_{\text{кр}} = 0.6715 \text{ м}; \lambda_{\text{с}} = 1.4249; \gamma(\lambda_{\text{с}}) = 2.9472;$$

з) удельные параметры двигателя

$$P_{\text{уд}} = 1073.0 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}; C_{\text{уд}} = 0.1375 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}; G_{\text{тч}} = 18218 \text{ кг/ч}; G_{\text{отб}} = 2.47 \text{ кг/с}; N_{\text{отб}} = 147 \text{ кВт};$$

Работа цикла $L_{\text{ц}} = 576918 \text{ Дж/кг}$; Внутренний КПД $\eta_{\text{вн}} = 0.319$.

и) бесфорсажный режим

$$P_{\text{бф}} = 100000 \text{ Н}; C_{\text{уд}} = 0.08497 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}; c_{\text{с}} = 809.9 \text{ м/с}; \text{Коэффициент форсирования}$$

$$K_{\text{ф}} = 1.325; \text{Коэффициент ухудшения экономичности } K_{\text{с уд}} = 2.144$$

Задаётся величиной относительной плотности тока на входе в компрессор НД $q(\lambda_{\text{в расч}}) = 0.65$ на расчётном режиме.

Задаётся осевой скоростью на выходе из компрессора высокого давления $c_{\text{к}} = 100 \text{ м/с}$. Приведенная скорость и относительная плотность тока в данном сечении рассчитываются по формулам:

$$\lambda_{\text{к расч}} = \frac{c_{\text{к}}}{\sqrt{\frac{2\kappa RT_{\text{к}}^*}{\kappa+1}}} = \frac{100}{18.32\sqrt{680.74}} = 0.2095;$$

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

$$= 1.2^{2.5} \cdot 0.2095 \cdot \left(1 - \frac{0.4}{2.4} \cdot 0.2095^2\right)^{2.5} = 0.3244.$$

Относительная плотность тока $q(\lambda_{\text{х расч}}) = 0.5832$. Поскольку в задании ТРДФ, то полёты воздушного судна сверхзвуковые. Для двухвальной схемы ТРДФ принимается закон управления $n_{\text{нд}} = \text{const}$, а режим работы двигателя в зависимости от высоты полёта:

а) $H=0$ полный форсированный режим (ПФ). На этом режиме максимальный расход топлива в форсажной камере и $T_{\text{ф max}}^*$, $n_{\text{нд max}}$, $n_{\text{вд max}}$, что соответствует $P_{\text{ф max}}$. Время работы двигателя на этом режиме ограничено.

б) $H>0$ – частичный форсированный режим (ЧФ). Режим работы двигателя характеризуется пониженными значениями тяги P и расхода топлива в форсажной камере $G_{\text{тф}}$ ($T_{\text{ф}}^* < T_{\text{ф max}}^*$) при максимальных или несколько пониженных значениях $T_{\text{г}}^*$ и n . Время непрерывной работы на этом режиме, как правило, не ограничено. Используется при длительном сверхзвуковом полёте. При расчёте лётных характеристик ТРДФ принимаем $T_{\text{ф}}^* = 0.9T_{\text{ф max}}^* = 0.9 \cdot 1700 = 1530 \text{ К}$, а режим работы газогенератора – максимальный.

Определяются значения констант:

а) показатель политропы сжатия в компрессоре низкого и высокого давлений

$$\frac{\kappa-1}{\kappa\eta_{\text{о нд}}} = \frac{n_1-1}{n_1}; \quad \frac{1.4-1}{1.4 \cdot 0.9} = \frac{n_1-1}{n_1}; \quad n_1 = 1.4651;$$

$$\frac{\kappa-1}{\kappa\eta_{\text{о вд}}} = \frac{n_2-1}{n_2}; \quad \frac{1.4-1}{1.4 \cdot 0.9} = \frac{n_2-1}{n_2}; \quad n_2 = 1.4651;$$

б) в уравнении совместной работы элементов турбокомпрессора НД

$$\frac{\pi_{\text{кнд}}^* \pi_{\text{квд}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})} = C_2 \sqrt{\frac{n_1-1}{\pi_{\text{кнд}}^* n_1}} - 1; \quad \frac{3.873 \cdot 3.873}{0.65} = C_2 \sqrt{3.873 \frac{1.4651-1}{1.4651}} - 1; \quad C_2 = 31.4906;$$

в) в уравнении неразрывности между входом и выходом из компрессора НД

$$\frac{m_{\text{в}} F_{\text{в}} p_{\text{в}}^* q(\lambda_{\text{в}})}{\sqrt{T_{\text{в}}^*}} = \frac{m_{\text{в}} F_{\text{х}} p_{\text{х}}^* q(\lambda_{\text{х}})}{\sqrt{T_{\text{х}}^*}}; \quad \frac{F_{\text{в}}}{F_{\text{х}}} = \sqrt{\frac{T_{\text{в}}^*}{T_{\text{х}}^*}} \cdot \frac{p_{\text{х}}^*}{p_{\text{в}}^*} \cdot \frac{q(\lambda_{\text{х}})}{q(\lambda_{\text{в}})} = \sqrt{\frac{1}{\pi_{\text{кнд}}^* \frac{n_1-1}{n_1}}} \cdot \frac{q(\lambda_{\text{х}})}{q(\lambda_{\text{в}})} \cdot \pi_{\text{кнд}}^* =$$

$$= \frac{q(\lambda_{\text{х}})}{q(\lambda_{\text{в}})} \pi_{\text{кнд}}^* \frac{n_1+1}{2n_1} = C_3; \quad C_3 = \frac{0.5832}{0.65} \cdot 3.873 \cdot 2 \cdot 1.4651 = 2.80293$$

г) в уравнении совместной работы элементов турбокомпрессора ВД

$$\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{q(\lambda_x)} = C_1 \sqrt{\frac{n_2-1}{\pi_{\text{КВД}}^* n_2} - 1} = \frac{3.873}{0.5832} = C_1 \sqrt{3.873 \frac{1.4651-1}{\pi_{\text{КВД}}^* 1.4651} - 1}; \quad C_1 = 9.0622898;$$

д) в уравнении для адиабатной работы компрессора НД и ВД

$$C_{10} = T_{\text{Н}}^* (\pi_{\text{КНД}}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1) = 288.15 \cdot (3.873 \frac{1.4-1}{1.4} - 1) = 136.11$$

$$C_{11} = T_{\text{Х}}^* (\pi_{\text{КВД}}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1) = 442.9 \cdot (3.873 \frac{1.4-1}{1.4} - 1) = 209.2$$

Порядок расчёта основных параметров рабочего процесса ТРДФ следующий:

1. Для заданной температуры торможения на входе в двигатель $T_{\text{Н}}^*$ находится степень повышения давления воздуха в КНД:

$$\pi_{\text{КНД}}^* = \left(1 + \frac{136.11}{T_{\text{Н}}^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

2. Рассчитывается температура торможения на выходе из КНД:

$$T_{\text{Х}}^* = T_{\text{В}}^* \pi_{\text{КНД}}^* \frac{n_1-1}{n_1}$$

3. Находится степень повышения давления воздуха в КВД:

$$\pi_{\text{КВД}}^* = \left(1 + \frac{209.2}{T_{\text{Х}}^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

4. Из уравнения совместной работы элементов газогенератора высокого давления определяется относительная плотность тока на входе в КВД:

$$q(\lambda_x) = \frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{C_1 \sqrt{\frac{n_2-1}{\pi_{\text{КВД}}^* n_2} - 1}} = \frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{9.0622898 \sqrt{\frac{1.4651-1}{\pi_{\text{КВД}}^* 1.4651} - 1}}$$

5. Из уравнения совместной работы элементов газогенератора низкого давления рассчитывается относительная плотность тока на входе в КНД:

$$\frac{\pi_{\text{КНД}}^* \pi_{\text{КВД}}^*}{q(\lambda_{\text{В}})} = C_2 \sqrt{\frac{n_1-1}{\pi_{\text{КНД}}^* n_1} - 1} = 31.4906 \sqrt{\frac{1.4651-1}{\pi_{\text{КНД}}^* 1.4651} - 1}$$

Результаты расчета высотно-скоростных характеристик двухвального ТРДФ приведены в таблице 1.6.

На основании полученных результатов вычерчиваются зависимости тяги и удельного расхода топлива от скорости полета при варьировании высоты (скоростные характеристики ТРДФ), а затем те же зависимости от высоты полета при варьировании скорости (высотные характеристики ТРДФ). На полученные

зависимости наносятся эксплуатационные ограничения по устойчивой работе компрессора ($\pi_{\text{квд max}}^* = (1.05 \dots 1.15) \pi_{\text{квд расч}}^*$), по прочности лопаток компрессора ВД ($p_{\text{к max}}^* = (1.05 \dots 1.15) p_{\text{к расч}}^*$), по устойчивой работе камеры сгорания ($\alpha_{\text{г}} < 1.8 \dots 2.2$). Далее осуществляется анализ протекания высотно-скоростных характеристик ТРДФ, отмечаются их характерные особенности и изучаются причины этих особенностей.

Таблица 1.6

Высотно-скоростные характеристики двухвального ТРДФ с всережимным соплом

№ п/п	Наименование параметра, расчётная формула	M_H	Высота полёта, км				
			0	4	6	8	11
1	2	3	4	5	6	7	8
1	Температура наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $T_H = 288.15 - 6.5 \cdot H$	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.50	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		1.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		1.50	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		2.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		2.50	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
2	Давление наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $p_H = 1.01325 \cdot (1 - \frac{H}{44.368})^{5.2532} \cdot 10^5, \text{Па}$	0.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.50	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		1.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		1.50	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		2.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		2.50	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
3	Температура торможения на входе в двигатель $T_H^* = T_H (1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2)$	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.50	302.6	275.3	261.6	248.0	227.5
		1.00	345.8	314.6	299.0	283.4	260.0
		1.50	417.8	380.1	361.3	342.4	314.1
		2.00	518.7	471.9	448.5	425.1	390.0
		2.50	648.3	589.8	560.6	531.3	487.5
4	Полное давление воздуха на входе в двигатель $p_H^* = p_H (\frac{T_H^*}{T_H})^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot 10^5, \text{Па}$	0.00	1.0132	0.6126	0.4674	0.3514	0.2222
		0.50	1.2019	0.7267	0.5544	0.4169	0.2636
		1.00	1.9180	1.1597	0.8847	0.6653	0.4206
		1.50	3.7197	2.2490	1.7158	1.2902	0.8157
		2.00	7.9281	4.7935	3.6570	2.7499	1.7386
		2.50	17.312	10.467	7.9857	6.0048	3.7965
5	Температура заторможенного потока воздуха на входе в компрессор $T_B^* = T_H^*$	0.00	288.15	262.15	249.15	236.15	216.65
		0.50	302.6	275.3	261.6	248.0	227.5
		1.00	345.8	314.6	299.0	283.4	260.0
		1.50	417.8	380.1	361.3	342.4	314.1
		2.00	518.7	471.9	448.5	425.1	390.0
		2.50	648.3	589.8	560.6	531.3	487.5

Продолжение табл. 1.6

1	2	3	4	5	6	7	8
6		0.00	0.990	0.990	0.990	0.990	0.990
		0.50	0.974	0.974	0.974	0.974	0.974
		1.00	0.957	0.957	0.957	0.957	0.957
		1.50	0.962	0.962	0.962	0.962	0.962
		2.00	0.910	0.910	0.910	0.910	0.910

	$C = M_H - 1; \sigma_{\text{вх}} = \sigma_{\text{вх расч}} - 0.02241C^2 - 0.14561C^3 + 0.066282C^4 - 0.014342C^5$	<u>2.50</u>	<u>0.843</u>	<u>0.843</u>	<u>0.843</u>	<u>0.843</u>	<u>0.843</u>
<u>7</u>	<u>Полное давление на входе в компрессор</u> $P_{\text{в}}^* = P_{\text{н}} \sigma_{\text{вх}}^* \cdot 10^5, \text{Н/м}^2$	<u>0.00</u>	<u>1.0031</u>	<u>0.6065</u>	<u>0.4627</u>	<u>0.3479</u>	<u>0.2200</u>
		<u>0.50</u>	<u>1.1701</u>	<u>0.7075</u>	<u>0.5397</u>	<u>0.4058</u>	<u>0.2566</u>
		<u>1.00</u>	<u>1.8355</u>	<u>1.1098</u>	<u>0.8467</u>	<u>0.6367</u>	<u>0.4025</u>
		<u>1.50</u>	<u>3.5773</u>	<u>2.1629</u>	<u>1.6501</u>	<u>1.2408</u>	<u>0.7845</u>
		<u>2.00</u>	<u>7.2146</u>	<u>4.3621</u>	<u>3.3279</u>	<u>2.5024</u>	<u>1.5821</u>
		<u>2.50</u>	<u>14.5948</u>	<u>8.8243</u>	<u>6.7322</u>	<u>5.0622</u>	<u>3.2005</u>
<u>8</u>	<u>Режим работы двигателя:</u> <u>$B=1.00$ – взлётный</u> <u>$B=0.95 \dots 0.97$ – номинальный</u> <u>$B=0.78 \dots 0.85$ – крейсерский</u>	<u>0.00</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>0.9500</u>
		<u>0.50</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>
		<u>1.00</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>
		<u>1.50</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>
		<u>2.00</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>
		<u>2.50</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>	<u>1.0000</u>
<u>9</u>	<u>Степень повышения давления воздуха в компрессоре НД</u> $\pi_{\text{кнд}}^* = \left(1 + \frac{336.511B}{T_{\text{в}}^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$	<u>0.00</u>	<u>3.873</u>	<u>4.321</u>	<u>4.597</u>	<u>4.918</u>	<u>5.145</u>
		<u>0.50</u>	<u>3.669</u>	<u>4.080</u>	<u>4.332</u>	<u>4.624</u>	<u>5.162</u>
		<u>1.00</u>	<u>3.195</u>	<u>3.519</u>	<u>3.717</u>	<u>3.946</u>	<u>4.365</u>
		<u>1.50</u>	<u>2.683</u>	<u>2.918</u>	<u>3.061</u>	<u>3.226</u>	<u>3.524</u>
		<u>2.00</u>	<u>2.260</u>	<u>2.427</u>	<u>2.528</u>	<u>2.643</u>	<u>2.851</u>
		<u>2.50</u>	<u>1.948</u>	<u>2.068</u>	<u>2.139</u>	<u>2.221</u>	<u>2.367</u>
<u>10</u>	<u>Температура воздуха на выходе из КНД</u> $T_{\text{х}}^* = T_{\text{в}}^* \pi_{\text{кнд}}^{*\frac{n_1-1}{n_1}}$	<u>0.00</u>	<u>442.89</u>	<u>417.20</u>	<u>404.38</u>	<u>391.57</u>	<u>364.42</u>
		<u>0.50</u>	<u>457.15</u>	<u>430.15</u>	<u>416.67</u>	<u>403.20</u>	<u>383.04</u>
		<u>1.00</u>	<u>499.99</u>	<u>469.06</u>	<u>453.61</u>	<u>438.18</u>	<u>415.06</u>
		<u>1.50</u>	<u>571.56</u>	<u>534.08</u>	<u>515.36</u>	<u>496.66</u>	<u>468.63</u>
		<u>2.00</u>	<u>671.95</u>	<u>625.34</u>	<u>602.05</u>	<u>578.77</u>	<u>543.87</u>
		<u>2.50</u>	<u>801.23</u>	<u>742.89</u>	<u>713.73</u>	<u>684.58</u>	<u>640.87</u>
<u>11</u>	<u>Степень повышения давления воздуха в компрессоре ВД</u> $\pi_{\text{квд}}^* = \left(1 + \frac{209.2}{T_{\text{х}}^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$	<u>0.00</u>	<u>3.873</u>	<u>4.147</u>	<u>4.303</u>	<u>4.474</u>	<u>4.893</u>
		<u>0.50</u>	<u>3.739</u>	<u>4.003</u>	<u>4.154</u>	<u>4.318</u>	<u>4.596</u>
		<u>1.00</u>	<u>3.399</u>	<u>3.636</u>	<u>3.771</u>	<u>3.920</u>	<u>4.173</u>
		<u>1.50</u>	<u>2.979</u>	<u>3.180</u>	<u>3.295</u>	<u>3.422</u>	<u>3.639</u>
		<u>2.00</u>	<u>2.582</u>	<u>2.746</u>	<u>2.840</u>	<u>2.945</u>	<u>3.124</u>
		<u>2.50</u>	<u>2.252</u>	<u>2.383</u>	<u>2.459</u>	<u>2.543</u>	<u>2.688</u>
<u>12</u>	<u>Температура воздуха на выходе из КВД</u> $T_{\text{к}}^* = T_{\text{х}}^* \pi_{\text{квд}}^{*\frac{n_2-1}{n_2}}$	<u>0.00</u>	<u>680.74</u>	<u>655.34</u>	<u>642.68</u>	<u>630.04</u>	<u>603.28</u>
		<u>0.50</u>	<u>694.85</u>	<u>668.14</u>	<u>654.81</u>	<u>641.52</u>	<u>621.63</u>
		<u>1.00</u>	<u>737.28</u>	<u>706.63</u>	<u>691.34</u>	<u>676.07</u>	<u>653.23</u>
		<u>1.50</u>	<u>808.29</u>	<u>771.09</u>	<u>752.52</u>	<u>733.98</u>	<u>706.20</u>
		<u>2.00</u>	<u>908.10</u>	<u>861.74</u>	<u>838.59</u>	<u>815.46</u>	<u>780.81</u>
		<u>2.50</u>	<u>1036.8</u>	<u>978.71</u>	<u>949.67</u>	<u>920.66</u>	<u>877.18</u>
<u>13</u>	<u>Относительная плотность тока на входе в компрессор НД</u> $q(\lambda_{\text{в}}) = \frac{\pi_{\text{кнд}}^* \pi_{\text{квд}}^*}{9.0624 \sqrt{\pi_{\text{кнд}}^* \frac{n_1-1}{n_1} - 1}}$	<u>0.00</u>	<u>0.6500</u>	<u>0.7404</u>	<u>0.7964</u>	<u>0.8620</u>	<u>0.9440</u>
		<u>0.50</u>	<u>0.6095</u>	<u>0.6917</u>	<u>0.7426</u>	<u>0.8020</u>	<u>0.9121</u>
		<u>1.00</u>	<u>0.5161</u>	<u>0.5797</u>	<u>0.6190</u>	<u>0.6648</u>	<u>0.7492</u>
		<u>1.50</u>	<u>0.4181</u>	<u>0.4628</u>	<u>0.4903</u>	<u>0.5222</u>	<u>0.5808</u>
		<u>2.00</u>	<u>0.3406</u>	<u>0.3708</u>	<u>0.3893</u>	<u>0.4107</u>	<u>0.4499</u>
		<u>2.50</u>	<u>0.2866</u>	<u>0.3069</u>	<u>0.3193</u>	<u>0.3337</u>	<u>0.3598</u>

Продолжение табл.1.6

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
	<u>Приведенная скорость на вхо-</u>	<u>0.00</u>	<u>0.449</u>	<u>0.529</u>	<u>0.585</u>	<u>0.660</u>	<u>0.784</u>

<u>14</u>	<u>де в компрессор НД λ_B из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_B)$</u>	0.50	0.416	0.484	0.531	0.591	0.729
		1.00	0.344	0.392	0.423	0.461	0.537
		1.50	0.273	0.305	0.325	0.348	0.393
		2.00	0.220	0.241	0.254	0.268	0.296
		2.50	0.184	0.198	0.206	0.216	0.233
<u>15</u>	<u>Скорость воздуха на входе в КНД</u> $c_B = \lambda_B \sqrt{\frac{2\kappa RT_B^*}{\kappa+1}}$, м/с	0.00	139.3	156.7	168.9	185.5	211.2
		0.50	132.3	147.1	157.1	170.1	201.3
		1.00	117.0	127.3	133.9	142.0	158.5
		1.50	102.3	108.8	113.0	117.9	127.5
		2.00	91.8	95.7	98.2	101.2	106.9
<u>16</u>	<u>Скорость полёта ВС</u> $V = M_H \sqrt{\kappa RT_H}$, м/с	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
		0.50	170.13	162.27	158.20	154.02	147.52
		1.00	340.26	324.55	316.40	308.03	295.04
		1.50	510.39	486.82	474.60	462.05	442.56
		2.00	680.53	649.10	632.80	616.07	590.08
<u>17</u>	<u>Относительная плотность тока на входе в компрессор ВД</u> $q(\lambda_x) = \frac{\pi_{квд}^*}{31.491 \sqrt{\pi_{квд}^* \frac{n2-1}{n2-1}}}$	0.00	0.583	0.606	0.619	0.633	0.667
		0.50	0.572	0.594	0.606	0.620	0.643
		1.00	0.544	0.564	0.575	0.587	0.608
		1.50	0.511	0.527	0.536	0.546	0.564
		2.00	0.481	0.493	0.500	0.508	0.522
<u>18</u>	<u>Приведенная скорость на входе в компрессор ВД λ_x из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_x)$</u>	0.00	0.3949	0.4126	0.4230	0.4343	0.4631
		0.50	0.3862	0.4033	0.4131	0.4240	0.4426
		1.00	0.3650	0.3798	0.3883	0.3979	0.4143
		1.50	0.3400	0.3518	0.3588	0.3665	0.3800
		2.00	0.3179	0.3268	0.3320	0.3379	0.3484
<u>19</u>	<u>Скорость на входе в компрессор ВД</u> $c_x = \lambda_x \sqrt{\frac{2\kappa RT_x^*}{\kappa+1}}$ м/с	0.00	152.0	154.2	155.6	157.2	161.8
		0.50	151.1	153.0	154.3	155.8	158.5
		1.00	149.3	150.5	151.3	152.4	154.4
		1.50	148.7	148.8	149.0	149.4	150.5
		2.00	150.8	149.5	149.1	148.7	148.6
<u>20</u>	<u>Удельная работа сжатия воздуха в КНД</u> $L_{кнд} = c_{рв}(T_x^* - T_B^*)$, Дж/кг	0.00	155440	155749	155925	156118	148435
		0.50	155289	155587	155756	155942	156257
		1.00	154907	155173	155326	155493	155777
		1.50	154431	154659	154790	154933	155177
		2.00	153974	154164	154272	154392	154596
<u>21</u>	<u>Полное давление на выходе из КНД</u> $p_x^* = p_{вкнд}^* \cdot 10^5$, Н/м ²	0.00	3.8851	2.6211	2.1273	1.7112	1.1318
		0.50	4.2940	2.8868	2.3383	1.9770	1.3246
		1.00	5.8652	3.9062	3.1477	2.5127	1.7570
		1.50	9.5980	6.3134	5.0525	4.0033	2.7652
		2.00	16.3089	10.5907	8.4150	6.6160	4.5114
2.50	28.4359	18.2509	14.4065	11.2461	7.5776		

Продолжение табл.1.6

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
	Полное давление на выходе	0.00	15.0468	10.8711	9.1545	7.6551	5.5382

<u>22</u>	из КВД $P_K^* = P_X^* \pi_{КВД}^* \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$	0.50	16.0554	11.5569	9.7128	8.1053	6.0879
		1.00	19.9338	14.2021	11.8708	9.8497	7.3312
		1.50	28.5948	20.0760	16.6489	13.7006	10.0637
		2.00	42.1139	29.0796	23.8995	19.4813	14.0930
		2.50	64.0462	43.4938	35.4232	28.5978	20.3674
<u>23</u>	Удельная работа сжатия в компрессоре ВД $L_{КВД} = c_{pв} (T_K^* - T_B^*), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.00	238915	239211	239371	239541	239934
		0.50	238764	239058	239218	239387	239659
		1.00	238357	238644	238801	238967	239237
		1.50	237801	238075	238226	238386	239648
		2.00	237207	237461	237601	237752	238000
<u>24</u>	Относительное изменение работы сжатия в КВД $\bar{L}_{КВД} = \frac{L_{КВД}}{L_{КВД \text{ расч}}}$	0.00	1.0000	1.0012	1.0019	1.0026	1.0043
		0.50	0.9994	1.0006	1.0013	1.0020	1.0031
		1.00	0.9977	0.9989	0.9995	1.0002	1.0013
		1.50	0.9953	0.9965	0.9971	0.9978	0.9989
		2.00	0.9928	0.9939	0.9945	0.9951	0.9962
<u>25</u>	Температура газа перед турбиной $T_G^* = T_G^* \text{ расч} \bar{L}_{КВД}$	0.00	1370	1371.70	1372.62	1373.59	1375.84
		0.50	1369.13	1370.82	1371.73	1372.70	1374.27
		1.00	1366.80	1368.44	1369.34	1370.30	1371.85
		1.50	1363.61	1365.18	1366.04	1366.97	1368.47
		2.00	1360.20	1361.66	1362.47	1363.33	1364.75
<u>26</u>	Расход воздуха через двигатель $G_B = G_B \text{ расч} \frac{P_K^*}{P_K^* \text{ расч}} \cdot \sqrt{\frac{T_G^* \text{ расч}}{T_G^*}} \cdot \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	0.00	123.48	89.16	75.06	62.74	45.35
		0.50	131.80	94.81	79.66	66.45	49.88
		1.00	163.78	116.62	97.44	80.82	60.12
		1.50	235.22	165.05	136.83	112.56	82.64
		2.00	346.86	239.38	196.68	160.27	115.88
<u>27</u>	Относительная плотность тока на выходе из компрессора $q(\lambda_K) = \frac{G_B \sqrt{T_K^*}}{0.0404 \cdot P_K^* F_K}$	0.00	0.3244	0.3181	0.3149	0.3117	0.3047
		0.50	0.3278	0.3213	0.3180	0.3146	0.3095
		1.00	0.3380	0.3307	0.3270	0.3233	0.3176
		1.50	0.3543	0.3459	0.3416	0.3372	0.3306
		2.00	0.3760	0.3661	0.3610	0.3559	0.3481
<u>28</u>	Приведенная скорость на выходе из компрессора λ_K из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_K)$	0.00	0.209	0.205	0.203	0.201	0.196
		0.50	0.212	0.207	0.205	0.203	0.199
		1.00	0.219	0.214	0.211	0.209	0.205
		1.50	0.230	0.224	0.221	0.218	0.214
		2.00	0.244	0.238	0.234	0.231	0.225
<u>29</u>	Скорость на выходе из компрессора $c_K = \lambda_K \sqrt{\frac{2\kappa R T_K^*}{\kappa+1}} \text{ м/с}$	0.00	100.00	96.12	94.22	92.28	88.22
		0.50	102.15	98.09	96.08	94.02	90.99
		1.00	108.62	103.91	101.60	99.31	95.79
		1.50	119.45	113.75	110.90	108.08	103.87
		2.00	134.75	127.66	124.06	120.70	115.28
2.50	154.63	145.62	141.18	136.70	129.99		
Продолжение табл. 1.6							
<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>

<u>30</u>	Средняя условная теплоёмкость процесса подвода тепла в камере сгорания $c_{\Pi} = 0.9 + 10^{-4}(2T_{\Gamma}^* + T_{\text{К}}^*)$, $\frac{\text{кДж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$	0.00	1.2421	1.2399	1.2388	1.2377	1.2355
		0.50	1.2433	1.2410	1.2398	1.2387	1.2370
		1.00	1.2471	1.2444	1.2430	1.2417	1.2397
		1.50	1.2536	1.2501	1.2485	1.2468	1.2443
		2.00	1.2629	1.2585	1.2564	1.2542	1.2510
		2.50	1.2751	1.2695	1.2668	1.2640	1.2599
<u>31</u>	Удельное количество тепла, подведенное к воздуху в основной камере сгорания $q_{\text{КС}} = c_{\Pi}(T_{\Gamma}^* - T_{\text{К}}^*)$, $\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	0.00	856.113	888.190	904.242	920.307	954.499
		0.50	838.347	872.015	888.859	905.715	931.026
		1.00	785.059	823.526	842.758	861.995	890.869
		1.50	696.119	742.697	765.958	789.206	824.065
		2.00	570.941	629.152	658.174	687.148	730.533
		2.50	408.247	481.926	518.589	555.142	609.783
<u>32</u>	Отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания $g_{\Gamma} = \frac{q_{\text{КС}}}{H_u \eta_{\text{КС}}}$	0.00	0.02006	0.02082	0.02119	0.02157	0.02237
		0.50	0.01965	0.02044	0.02083	0.02123	0.02182
		1.00	0.01840	0.01930	0.01975	0.02020	0.02088
		1.50	0.01631	0.01741	0.01795	0.01850	0.01931
		2.00	0.01338	0.01474	0.01543	0.01610	0.01712
		2.50	0.00957	0.01129	0.01215	0.01301	0.01429
<u>33</u>	Удельная работа расширения газа в турбине ВД $L_{\text{ТВД}} = \frac{L_{\text{квд}}}{g_{\Gamma} \eta_{\text{мех}}} \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$, где $g_{\Gamma} = (1 + g_{\Gamma})(1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})$	0.00	247089	247266	247369	247484	247768
		0.50	247006	247172	247270	247379	247567
		1.00	246815	246945	247026	247119	247282
		1.50	246647	246715	246765	246827	246947
		2.00	246641	246617	246621	246639	246693
		2.50	246893	246750	246695	246654	246620
<u>34</u>	Полное давление газа на входе в турбину ВД $p_{\Gamma}^* = p_{\text{К}}^* \sigma_{\text{КС}}^* \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$	0.00	14.4449	10.4363	8.7883	7.3489	5.3167
		0.50	15.4132	11.0946	9.3243	7.7811	5.8444
		1.00	19.1364	13.6341	11.3960	9.4557	7.0380
		1.50	27.4510	19.2730	15.9829	13.1525	9.6612
		2.00	40.4293	27.9165	22.9435	18.7020	13.5293
		2.50	61.4844	41.7541	34.0062	27.4539	19.5527
<u>35</u>	Степень расширения газа в турбине ВД $\pi_{\text{ТВД}}^* = \left(1 - \frac{L_{\text{ТВД}}}{c_{\text{рг}} T_{\Gamma}^* \eta_{\text{ТВД}}}\right)^{\frac{-\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1}}$	0.00	2.120	2.119	2.119	2.118	2.117
		0.50	2.121	2.120	2.119	2.119	2.118
		1.00	2.123	2.121	2.121	2.120	2.119
		1.50	2.126	2.124	2.123	2.123	2.121
		2.00	2.131	2.128	2.127	2.126	2.125
		2.50	2.137	2.134	2.133	2.131	2.129
<u>36</u>	Температура газа за турбиной ВД без учёта охлаждения лопаток $T_{\text{У}}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\text{ТВД}}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}}$	0.00	1156.7	1158.3	1159.1	1160.0	1162.0
		0.50	1155.9	1157.5	1158.3	1159.2	1160.6
		1.00	1153.7	1155.3	1156.1	1157.0	1158.4
		1.50	1150.7	1152.2	1153.0	1153.9	1155.3
		2.00	1147.2	1148.7	1149.5	1150.4	1151.8
		2.50	1143.7	1145.2	1146.0	1146.8	1148.2

Продолжение табл.1.6

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

<u>37</u>	Температура газа за турбиной ВД при смешении охлаждающего воздуха с потоком газа	0.00	1144.9	1145.7	1146.2	1146.7	1148.0	
	$T_y^* = \frac{c_{pг} g_{г} T_y^* + c_{pв} g_{охл} T_k^*}{c_p c_m (g_{г} + g_{охл})}$	0.50	1144.4	1145.3	1145.7	1146.3	1147.1	1147.1
		1.00	1143.4	1144.1	1144.5	1145.0	1145.8	1145.8
		1.50	1142.1	1142.7	1143.0	1143.4	1144.1	1144.1
		2.00	1141.2	1141.5	1141.7	1142.0	1142.5	1142.5
		2.50	1141.0	1141.0	1141.0	1141.0	1141.1	1141.4
<u>38</u>	Полное давление газа на выходе из турбины ВД	0.00	6.8127	4.9245	4.1478	3.4693	2.5111	
	$p_y^* = \frac{p_{г}^*}{\pi_{твд}^*} \cdot 10^5, \text{Н/м}^2$	0.50	7.2674	5.2339	4.3998	3.6725	2.7594	2.7594
		1.00	9.0152	6.4270	5.3736	4.4600	3.3211	3.3211
		1.50	12.9126	9.0731	7.5272	6.1966	4.5543	4.5543
		2.00	18.9746	13.1159	10.7851	8.7958	6.3678	6.3678
		2.50	28.7673	19.5635	15.9444	12.8811	9.1832	9.1832
<u>39</u>	Удельная работа расширения газа в турбине НД	0.00	155578	155776	155896	156034	148243	
	$L_{тнд} = \frac{L_{кнд}}{g_{г} + g_{охл}}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.50	155488	155669	155781	155908	156136	156136
		1.00	155289	155424	155509	155610	155795	155795
		1.50	155121	155188	155238	155302	155426	155426
		2.00	155097	155085	155093	155112	155167	155167
		2.50	155272	155172	155134	155105	155085	155085
<u>40</u>	Степень расширения газа в турбине НД	0.00	1.727	1.727	1.728	1.728	1.678	
	$\pi_{тнд}^* = \left(1 - \frac{L_{твд}}{c_{pг} T_y^* \pi_{тнд}^*}\right)^{\frac{-\kappa_{г}}{\kappa_{г} - 1}}$	0.50	1.727	1.727	1.728	1.728	1.729	1.729
		1.00	1.727	1.727	1.727	1.727	1.728	1.728
		1.50	1.727	1.727	1.727	1.727	1.727	1.727
		2.00	1.728	1.727	1.727	1.727	1.727	1.727
		2.50	1.729	1.729	1.728	1.728	1.727	1.727
<u>41</u>	Температура газа за турбиной НД	0.00	1010.6	1011.3	1011.7	1012.1	1020.1	
	$T_{т}^* = T_y^* - \frac{L_{тнд}}{c_{pг}}$	0.50	1010.2	1010.9	1011.3	1011.7	1012.4	1012.4
		1.00	1009.3	1010.0	1010.3	1010.7	1011.4	1011.4
		1.50	1008.2	1008.7	1009.0	1009.4	1010.0	1010.0
		2.00	1007.3	1007.6	1007.8	1008.1	1008.6	1008.6
		2.50	1006.9	1006.9	1007.0	1007.2	1007.5	1007.5
<u>42</u>	Полное давление газа на выходе из турбины НД	0.00	3.9446	2.8505	2.4005	2.0074	1.4969	
	$p_{т}^* = \frac{p_y^*}{\pi_{тнд}^*} \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$	0.50	4.2083	3.0301	2.5468	2.1254	1.5964	1.5964
		1.00	5.2211	3.7219	3.1116	2.5823	1.9224	1.9224
		1.50	7.4774	5.2546	4.3593	3.5887	2.6374	2.6374
		2.00	10.9821	7.5933	6.2447	5.0934	3.6878	3.6878
		2.50	16.6340	11.3173	9.2256	7.4547	5.3160	5.3160
<u>43</u>	Средняя теплоёмкость процесса подвода тепла в форсажной камере сгорания	0.00	1.341	1.307	1.307	1.307	1.308	
	$c_{пф} = 0.9 + 10^{-4} (2T_{ф}^* + T_{т}^*), \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$	0.50	1.341	1.307	1.307	1.307	1.307	1.307
		1.00	1.341	1.307	1.307	1.307	1.307	1.307
		1.50	1.341	1.307	1.307	1.307	1.307	1.307
		2.00	1.341	1.307	1.307	1.307	1.307	1.307
		2.50	1.341	1.307	1.307	1.307	1.307	1.307

Продолжение табл.1.6

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

<u>44</u>	Удельное количество тепла, подведенное к воздуху в форсажной камере сгорания $q_{\text{кф}} = c_{\text{пф}}(T_{\text{ф}}^* - T_{\text{Г}}^*), \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	0.00	924.54	678.02	677.53	677.02	666.98
		0.50	924.99	678.48	678.00	677.49	676.66
		1.00	926.16	679.69	679.24	678.75	677.94
		1.50	927.60	681.25	680.85	680.42	679.68
		2.00	928.78	682.64	682.36	682.03	681.43
		2.50	929.28	683.47	683.35	683.17	682.81
<u>45</u>	Отношение расходов топлива и воздуха в форсажной камере сгорания $g_{\text{тф}} = \frac{q_{\text{кф}}}{H_{\text{и}}\eta_{\text{кф}}}$	0.00	0.0219	0.0161	0.0160	0.0160	0.0158
		0.50	0.0219	0.0161	0.0161	0.0160	0.0160
		1.00	0.0219	0.0161	0.0161	0.0161	0.0161
		1.50	0.0220	0.0161	0.0161	0.0161	0.0161
		2.00	0.0220	0.0162	0.0162	0.0161	0.0161
		2.50	0.0220	0.0160	0.0162	0.0162	0.0162
<u>46</u>	Полное давление газа на выходе из форсажной камеры $p_{\text{ф}}^* = p_{\text{Г}}^* \sigma_{\text{кф}} \cdot 10^5, \text{Н/м}^2$	0.00	3.7474	2.7080	2.2805	1.9070	1.4220
		0.50	3.9978	2.8786	2.4195	2.0192	1.5165
		1.00	4.9600	3.5358	2.9560	2.4532	1.8262
		1.50	7.1036	4.9918	4.1414	3.4093	2.5055
		2.00	10.4330	7.2137	5.9324	4.8387	3.5034
		2.50	15.8023	10.7514	8.7644	7.0819	5.0502
<u>47</u>	Скорость истечения газа из РС $c_{\text{сф}} = \varphi_{\text{с}} \sqrt{2c_{\text{рг}}R_{\text{Г}}T_{\text{ф}}^* \cdot \left[1 - \left(\frac{p_{\text{Н}}}{p_{\text{ф}}^*}\right)^{\frac{\kappa_{\text{Г}}-1}{\kappa_{\text{Г}}}}\right]}$	0.00	1051.0	1053.6	1073.0	1113.1	1157.2
		0.50	1073.3	1071.9	1099.9	1128.7	1173.5
		1.00	1142.7	1129.8	1154.0	1179.0	1218.3
		1.50	1244.0	1216.1	1235.4	1255.5	1287.5
		2.00	1337.0	1296.1	1311.2	1327.1	1352.7
		2.50	1423.6	1371.7	1383.4	1395.8	1415.9
<u>48</u>	Температура газа в форсажной камере ТРДФ $T_{\text{ф}}^*$	0.00	1700	1530	1530	1530	1530
		0.50	1700	1530	1530	1530	1530
		1.00	1700	1530	1530	1530	1530
		1.50	1700	1530	1530	1530	1530
		2.00	1700	1530	1530	1530	1530
		2.50	1700	1530	1530	1530	1530
<u>49</u>	Удельная тяга ТРДФ $P_{\text{удф}} = (g_{\text{Г}} + g_{\text{охл}}) \cdot (1 + g_{\text{тф}})c_{\text{сф}} - V, \frac{\text{Н}\cdot\text{с}}{\text{кг}}$	0.00	1073.0	1070.3	1100.6	1131.6	1177.0
		0.50	925.3	926.3	959.2	993.0	1045.7
		1.00	824.6	821.6	854.8	889.0	942.7
		1.50	755.3	744.7	777.1	810.7	863.6
		2.00	676.0	660.2	692.6	726.2	779.4
		2.50	588.5	569.7	602.9	637.5	692.0
<u>50</u>	Удельный расход топлива ТРДФ $C_{\text{удф}} = 3600 \frac{g_{\text{т}\Sigma}}{P_{\text{удф}}} \frac{\text{кг}}{\text{Н}\cdot\text{ч}}$, где $g_{\text{т}\Sigma} = g_{\text{Г}}(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}}) + g_{\text{тф}}(g_{\text{Г}} + g_{\text{охл}})$	0.00	0.1375	0.1207	0.1185	0.1164	0.1135
		0.50	0.1579	0.1381	0.1347	0.1314	0.1267
		1.00	0.1720	0.1510	0.1469	0.1430	0.1372
		1.50	0.1783	0.1579	0.1537	0.1496	0.1437
		2.00	0.1842	0.1643	0.1600	0.1558	0.1496
		2.50	0.1890	0.1694	0.1650	0.1607	0.1545

Продолжение табл. 1.6

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

<u>51</u>	<u>Тяга ТРДФ при полном расширении газа в РС</u> $P\phi = G_B P_{уд\phi}, H$	0.00	132500	95432	82604	70995	53380
		0.50	121954	87825	76409	65989	52163
		1.00	135059	95816	83291	71855	56677
		1.50	177661	122909	106325	91248	71361
		2.00	234480	158026	136210	116391	90312
		2.50	310787	204207	175981	150170	116037
<u>52</u>	<u>Часовой расход топлива</u> $G_{ТФ} = C_{удф} P\phi, \text{кг/ч}$	0.00	18219	11515	9788	8261	6059
		0.50	19260	12125	10292	8674	6610
		1.00	23236	14466	12236	10272	7778
		1.50	31685	19409	16345	13655	10254
		2.00	43195	25962	21792	18132	13514
		2.50	58731	34595	29039	24137	17925
<u>53</u>	<u>Работа цикла ТРДФ</u> $L_{ц \text{ трдф}} = (1 - \eta_{\text{мех}}) L_{\text{твд}} + \frac{P_{удф}(P_{удф} + 2V)}{2}, \text{Дж}$ <u>кг</u>	0.00	576919	574048	606859	641451	693854
		0.50	586721	580543	613010	647238	702235
		1.00	621832	605422	637003	670267	723671
		1.50	671983	641047	671944	704385	756287
		2.00	68977	647646	679305	712348	764835
		2.50	674986	625699	659919	695343	751046
<u>54</u>	<u>Внутренний (эффективный) КПД ТРДФ</u> $\eta_{\text{вн трдф}} = \frac{L_{ц \text{ трдф}}}{q_{\text{кс}} + \frac{q_{\text{кф}}}{\eta_{\text{кф}}}}$	0.00	0.319	0.361	0.378	0.396	0.422
		0.50	0.328	0.369	0.386	0.403	0.431
		1.00	0.358	0.397	0.412	0.429	0.455
		1.50	0.407	0.44	0.458	0.472	0.496
		2.00	0.452	0.486	0.499	0.512	0.534
		2.50	0.496	0.528	0.540	0.553	0.572
<u>55</u>	<u>Тяговый (полётный) КПД ТРДФ</u> $\eta_{\text{тяги трдф}} = \frac{P_{удф} V}{L_{ц \text{ трдф}}}$	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
		0.50	0.268	0.259	0.248	0.236	0.220
		1.00	0.451	0.440	0.425	0.409	0.384
		1.50	0.574	0.566	0.549	0.532	0.505
		2.00	0.667	0.662	0.645	0.628	0.601
		2.50	0.742	0.739	0.723	0.706	0.680
<u>56</u>	<u>Полный (общий) КПД ТРДФ</u> $\eta_{\text{п трдф}} = \eta_{\text{вн трдф}} \eta_{\text{тяги трдф}}$	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
		0.50	0.088	0.096	0.095	0.095	0.095
		1.00	0.161	0.175	0.175	0.175	0.175
		1.50	0.234	0.251	0.251	0.251	0.250
		2.00	0.302	0.322	0.322	0.322	0.321
		2.50	0.368	0.390	0.391	0.390	0.389

2.1. Турбовинтовой двигатель.

Отформатировано

Высотно-скоростными характеристиками турбовинтовых двигателей (ВСХ ТВД) (рис.2.1) называют зависимости эквивалентной мощности $N_{эkv}$, мощности воздушного винта N_v и удельного расхода топлива $C_{эkv}$ от высоты и скорости полёта при заданном законе управления двигателем.

Отформатировано

Отличительной особенностью большинства ТВД является поддержание постоянной винтовой мощности ($N_v = const$) до так называемой высоты $H_{огр} = 2...5$ км и скорости $V_{огр} = 50...100$ м/с. Это требование объясняется тем, что в целях уменьшения габаритных размеров редуктора расчёт на прочность его производится на мощность $N_{в расч}$, необходимую для безопасного взлёта воздушного судна ($H=0, V=0$), а не на максимальную мощность $N_{в max}$, определяемую, например, в полёте у земли с крейсерской скоростью $V_{крейс}$. Причём, чем больше $V_{крейс}$, тем больше $N_{в max}$ отличается от $N_{в расч}$.

Отформатировано

Указанное изменение винтовой мощности в диапазоне высот $H=0...H_{огр}$ обеспечивается соответствующим изменением температуры газа перед турбиной $T_{г}^* = T_{г расч}^* \dots T_{г max}^*$. Причём, чем больше $H_{огр}$, тем больше $T_{г max}^*$.

Отформатировано

Рис.2.1. Схема одновального турбовинтового двигателя:

1 – воздушный винт; 2 – редуктор; 3 – входное устройство; 4 – компрессор;

5 – камера сгорания; 6 – турбина; 7 – выходное устройство;

L_v – удельная работа винта, Дж/кг; L_e – удельная работа на выводном валу турбокомпрессора, Дж/кг; $G_{г}$ – расход топлива, кг/с

вх, в, к, г, т, с – обозначения контрольных сечений проточной части (газо-воздушного тракта двигателя)

Отформатировано

Таким образом, в диапазоне $H=0...H_{огр}$ закон управления ТВД представляется в виде: $n=n_{max}=const, T_{г}^*=var$, а при $H>H_{огр}$: $n=n_{max}=const, T_{г}^*=T_{г max}^*=const$.

Отформатировано

Для расчёта ВСХ ТВД обычно рекомендуют определять $T_{г max}^*$ при заданных значениях $H_{огр}$ и $V_{огр}$, а затем, задаваясь различными значениями высоты H и скорости V , найти $N_{эkv}$, N_v и $C_{эkv}$ при $T_{г max}^*$. Задача определения $T_{г max}^*$ решается

методом последовательных приближений и требует (при ручном счёте) большого объёма вычислительной работы.

Отформатировано

Для сокращения объёма этой работы рекомендуется задаться величиной $T_{г\ max}^* = T_{г\ расч}^* + 50 \dots 60$, причём, чем меньше $T_{г\ расч}^*$, тем больше $T_{г\ max}^*$ (лимитируется возможностями системы охлаждения турбинных лопаток). Далее производится расчёт ВСХ ТВД при $T_{г\ max}^*$, а затем уточняются $H_{огр}$ и $V_{огр}$ (путём наложения на построенные высотно-скоростные характеристики ТВД ограничения $N_{в} = N_{в\ расч} = const$).

Отформатировано

Для расчёта ВСХ ТВД задаёмся характеристиками отдельных элементов двигателя:

а) входное устройство $\sigma_{вх} = \sigma_{вх}(M_{п})$; **б) компрессор** $L_{к\ ад}^* = const$; $\eta_{к}^* = const$;

в) камера сгорания $\eta_{кс} = const$; $\sigma_{кс} = const$;

Отформатировано

г) турбина $\frac{G_{г} \sqrt{T_{г}^*}}{p_{г}^*} = const$; $\eta_{т}^* = const$; **д) выходное сопло** $\varphi = const$;

е) воздушный винт.

Изменение КПД винта определяется по графику на рис.2.2.

Принимается также, что адиабатический КПД расширения газа в системе «турбина + выходное сопло» остаётся неизменным:

$$\eta_{ад\ т+с} = \frac{1 - \frac{T_{с}}{T_{г}^*}}{1 - \left(\frac{p_{н}^*}{p_{г}^*} \right)^{\frac{1}{\kappa_{г}}}} = const.$$

Исходными данными для расчёта высотно-скоростных характеристик ТВД являются результаты газодинамического расчёта на $H=0$, $V=0$ [2]: эквивалентная мощность $N_{эkv} = 1800$ кВт; степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к}^* = 8$; температура газа перед турбиной $T_{г}^* = 1200$ К; высота и скорость ограничения винтовой мощности $H_{огр} = 3.5$ км, $V_{огр} = 100$ м/с; прототип двигателя ТВД АИ-24.

Основные данные элементов проектируемого двигателя:

а) входное устройство

$p_{в}^* = 1.01325 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{в} = 10.2$ кг/с; $\sigma_{вх} = 1.0$; $T_{в}^* = 288.15$ К;

б) компрессор

$\pi_{к}^* = 8$; $\eta_{к}^* = 0.86$; $L_{к} = 273138$ Дж/кг; $T_{к}^* = 560.0$ К; $p_{к}^* = 8.1060 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{к} = 10.2$ кг/с;

в) камера сгорания

$T_{г}^* = 1200$ К; $c_{п} = 1.1960 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $q_{вн} = 765.367$ кДж/кг; $g_{т} = 0.01812$; $\sigma_{кс} = 0.95$;

$R_{г} = 287.44 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $p_{г}^* = 7.7007 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{тч} = 625$ кг/ч;

Рис.2.2. Изменение относительного КПД воздушного винта от числа M_H полёта:

а) перспективные винтовентиляторы

$$\eta_{\text{ВВ}} = 836.0M_H^7 - 2556M_H^6 + 3189M_H^5 - 2095M_H^4 + 780.2M_H^3 - 165.6M_H^2 + 19.1M_H - 0.0431;$$

б) современные винтовентиляторы

$$\eta_{\text{ВВ}} = 5535M_H^7 - 20874M_H^6 + 32674M_H^5 - 27453M_H^4 + 13336M_H^3 - 3735M_H^2 + 557.8M_H - 33.4;$$

в) перспективные воздушные винты

$$\eta_{\text{ВВ}} = -1.948M_H^2 + 2.223M_H + 0.275$$

Отформатировано

г) турбина

$$L_T=450756 \text{ Дж/кг}; g_{\text{охл}}=0.04; g_{\text{отб}}=0.02; \pi_T=7.6; \eta_T=0.82; T_T^*=810.9 \text{ К}; g_T=0.9570;$$

$$N_T=4398 \text{ кВт}; T_{T^*}=801.3 \text{ К}; p_{T^*}=1.2993 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; p_T=1.01325 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; \lambda_T=0.65;$$

$$T_T=753.4 \text{ К};$$

д) выходное сопло

$$c_c=326.72 \text{ м/с}; \varphi_c=0.99; \lambda_c=0.6371; \gamma(\lambda_c)=1.0738; F_c=0.0666 \text{ м}^2;$$

$$D_c=0.291 \text{ м}; T_c=755.3 \text{ К};$$

Отформатировано

е) удельные показатели двигателя

$$L_e=156093 \text{ Дж/кг}; L_B=153752 \text{ Дж/кг}; L_{\text{ЭКВ}}=176554 \text{ Дж/кг}; N_B=1568 \text{ кВт}; \eta_{\text{ад Т+С}}=0.9372;$$

$$C_{\text{ЭКВ}}=0.347 \text{ кг/(кВт.ч)};$$

Отформатировано

Отформатировано

При ручном счёте принимается значение $T_{г\ max}^* = 1331.6$ К. Порядок и результаты расчёта высотно-скоростных характеристик ТВД приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1

Высотно-скоростные характеристик ТВД

№ п/п	Наименование параметра, расчётная формула	M_H	Высота полёта, км				
			0	2	3.5 ^{*)}	6 ^{**)}	8
1	2	3	4	5	6	7	8
1	Температура наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $T_H = 288.15 - 6.5 \cdot H$	0.05	288.15	275.15	265.40	249.20	242.60
		0.10	288.15	275.15	265.40	249.20	242.60
		0.306 ^{*)}	288.15	275.15	265.40	249.20	242.60
		0.395 ^{**)}	288.15	275.15	265.40	249.20	242.60
		0.495	288.15	275.15	265.40	249.20	242.60
		0.645	288.15	275.15	265.40	249.20	242.60
2	Давление наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $p_H = 1.01325 \cdot (1 - \frac{H}{44.368})^{5.2532} \cdot 10^5, Pa$	0.05	1.0132	0.7926	0.6541	0.4674	0.4061
		0.10	1.0132	0.7926	0.6541	0.4674	0.4061
		0.306 ^{*)}	1.0132	0.7926	0.6541	0.4674	0.4061
		0.395 ^{**)}	1.0132	0.7926	0.6541	0.4674	0.4061
		0.495	1.0132	0.7926	0.6541	0.4674	0.4061
		0.645	1.0132	0.7926	0.6541	0.4674	0.4061
3	Температура торможения на входе в двигатель $T_H^* = T_H (1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2)$	0.05	288.3	275.3	265.5	249.3	242.8
		0.10	288.7	275.7	265.9	249.6	243.1
		0.306 ^{*)}	293.6	280.3	270.4	253.8	247.2
		0.395 ^{**)}	297.1	283.7	273.7	256.9	250.2
		0.495	302.3	288.6	278.4	261.4	254.5
		0.645	312.1	298.0	287.5	269.9	262.8
4	Полное давление на входе в двигатель $p_H^* = p_H \left(\frac{T_H^*}{T_H} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$	0.05	1.0150	0.7940	0.6553	0.4682	0.4068
		0.10	1.0204	0.7981	0.6587	0.4707	0.4089
		0.306 ^{*)}	1.0813	0.8458	0.6981	0.4988	0.4333
		0.395 ^{**)}	1.1283	0.8826	0.7284	0.5205	0.4522
		0.495	1.1980	0.9371	0.7734	0.5526	0.4801
		0.645	1.3404	1.0485	0.8653	0.6183	0.5372
5	Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве $\sigma_{вх} = \sigma_{вх\ расч} - 0.033 \cdot M_H$	0.05	0.9984	0.9984	0.9984	0.9984	0.9984
		0.10	0.9967	0.9967	0.9967	0.9967	0.9967
		0.306 ^{*)}	0.9899	0.9899	0.9899	0.9899	0.9899
		0.395 ^{**)}	0.9870	0.9870	0.9870	0.9870	0.9870
		0.495	0.9837	0.9837	0.9837	0.9837	0.9837
		0.645	0.9787	0.9787	0.9787	0.9787	0.9787

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

*) Высота $H_{огр}$ и число $M_{огр}$, до которых винтовая мощность N_v поддерживается постоянной;

***) Параметры крейсерского полёта $H_{крейс}$ и $M_{крейс}$

Отформатировано

Отформатировано

Продолжение табл.2.1

1	2	3	4	5	6	7	8
6	Температура воздуха на входе в компрессор $T_B^* = T_H^*$	0.05	288.3	275.3	265.5	249.3	242.8
		0.10	288.7	275.7	265.9	249.6	243.1
		0.306 ^{*)}	293.6	280.3	270.4	253.8	247.2
		0.395 ^{**)}	297.1	283.7	273.7	256.9	250.2
		0.495	302.3	288.6	278.4	261.4	254.5
		0.645	312.1	298.0	287.5	269.9	262.8
7	Полное давление на входе в компрессор $p_B^* = p_H \sigma_{вх} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$	0.05	1.0133	0.7926	0.6542	0.4674	0.4061
		0.10	1.0170	0.7955	0.6566	0.4691	0.4076
		0.306 ^{*)}	1.0704	0.8373	- .6910	0.4937	0.4290
		0.395 ^{**)}	1.1136	0.8711	0.7189	0.5137	0.4463
		0.495	1.1784	0.9218	0.7608	0.5436	0.4723
		0.645	1.3119	1.0261	0.8469	0.6051	0.5257
8	Степень повышения давления в компрессоре $\pi_K^* = \left(1 + \frac{L_K^* \text{ ад}}{c_{pB} T_B^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$	0.05	7.99	8.60	9.12	10.13	10.60
		0.10	7.97	8.58	9.10	10.11	10.57
		0.306 ^{*)}	7.77	8.36	8.86	9.83	10.28
		0.395 ^{**)}	7.63	8.20	8.68	9.63	10.07
		0.495	7.43	7.98	8.45	9.36	9.78
		0.645	7.08	7.59	8.03	8.88	9.27
9	Температура воздуха за компрессором $T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{c_{pB}}$	0.05	560.2	547.6	538.2	522.5	516.3
		0.10	560.6	548.0	538.6	522.9	516.6
		0.306 ^{*)}	565.3	552.5	542.9	526.9	520.5
		0.395 ^{**)}	568.8	555.8	546.1	529.9	523.4
		0.495	573.8	560.5	550.6	534.2	527.6
		0.645	583.4	569.7	559.4	542.4	535.6
10	Давление воздуха за компрессором $p_K^* = p_B \pi_K^* \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$	0.05	8.1004	6.8180	5.9665	4.7364	4.3048
		0.10	8.1105	6.8260	5.9733	4.7414	4.3092
		0.306 ^{*)}	8.3186	6.9966	6.1193	4.8529	4.4088
		0.395 ^{**)}	8.4933	7.1400	6.2424	4.9472	4.4932
		0.495	8.7547	7.3547	6.4266	5.0884	4.6196
		0.645	9.2841	7.7895	6.7998	5.3744	4.8757
11	Полное давление газа перед турбиной $p_\Gamma^* = p_K \sigma_{кс} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$	0.05	7.6954	6.4771	5.6682	4.4996	4.0896
		0.10	7.7050	6.4847	5.6746	4.5044	4.0937
		0.306 ^{*)}	7.9027	6.6467	5.8133	4.6103	4.1884
		0.395 ^{**)}	8.0687	6.7830	5.9303	4.6998	4.2686
		0.495	8.3169	6.9869	6.1053	4.8340	4.3887
		0.645	8.8199	7.4000	6.4598	5.1057	4.6319
12	Действительная температура газа в обрзе выходного сопла $T_c = T_\Gamma^* \max \left\{ 1 - \eta_{ад T+c} \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_\Gamma^*} \right)^{\frac{\kappa_\Gamma - 1}{\kappa_\Gamma}} \right] \right\}$	0.05	838.3	824.7	814.0	795.2	787.2
		0.10	838.0	824.5	813.8	795.0	787.1
		0.306 ^{*)}	833.3	819.9	809.4	790.9	783.1
		0.395 ^{**)}	829.5	816.2	805.8	787.5	779.8
		0.495	823.9	810.9	800.7	782.6	775.0
		0.645	813.2	800.6	790.7	773.2	765.8

Продолжение табл.2.1

1	2	3	4	5	6	7	8
13	Средняя условная теплоёмкость в камере сгорания $c_{\Pi} = 0.9 + 10^{-4} \cdot (2T_{\Gamma}^* + T_{\text{к}}^*), \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$	0.05	1.2223	1.2211	1.2201	1.2186	1.2180
		0.10	1.2224	1.2211	1.2202	1.2186	1.2180
		0.306 [*])	1.2229	1.2216	1.2206	1.2190	1.2184
		0.395 ^{**)})	1.2232	1.2219	1.2209	1.2193	1.2187
		0.495	1.2237	1.2224	1.2214	1.2197	1.2191
		0.645	1.2247	1.2233	1.2223	1.2206	1.2199
14	Удельное количество теплоты, подводимое к воздуху в камере сгорания $q_{\text{кс}} = c_{\Pi}(T_{\Gamma}^* - T_{\text{к}}^*), \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	0.05	942.968	957.379	968.141	985.984	993.086
		0.10	942.488	956.923	967.703	985.575	992.689
		0.306 [*])	937.121	951.822	962.801	981.005	988.251
		0.395 ^{**)})	933.123	948.023	959.150	977.600	984.944
		0.495	927.403	942.587	953.926	972.729	980.214
		0.645	916.387	932.116	943.864	963.344	971.100
15	Отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания $g_{\Gamma} = \frac{q_{\text{кс}}}{H_u \eta_{\text{кс}}}$	0.05	0.02233	0.02267	0.02292	0.02334	0.02351
		0.10	0.02231	0.02266	0.02291	0.02333	0.02350
		0.306 [*])	0.02219	0.02253	0.02279	0.02323	0.02340
		0.395 ^{**)})	0.02209	0.02244	0.02271	0.02315	0.02332
		0.495	0.02196	0.02232	0.02258	0.02303	0.02321
		0.645	0.02170	0.02207	0.02235	0.02281	0.02299
16	Расход воздуха через компрессор $G_{\text{в}} = G_{\text{в расч}} \frac{p_{\text{к}}^*}{p_{\text{к расч}}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^* \text{ расч}}{T_{\Gamma}^* \text{ max}}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	0.05	9.63	8.10	7.09	5.63	5.11
		0.10	9.64	8.11	7.10	5.63	5.12
		0.306 [*])	9.89	8.32	7.27	5.77	5.24
		0.395 ^{**)})	10.10	8.49	7.42	5.88	5.34
		0.495	10.41	8.75	7.64	6.05	5.49
		0.645	11.05	9.26	8.08	6.39	5.79
17	Плотность газа на выходе из сопла $\rho_{\text{с}} = \frac{p_{\text{н}}}{R_{\Gamma} T_{\text{с}}}, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	0.05	0.4204	0.3342	0.2795	0.2044	0.1794
		0.10	0.4205	0.3343	0.2795	0.2044	0.1794
		0.306 [*])	0.4229	0.3362	0.2810	0.2055	0.1803
		0.395 ^{**)})	0.4248	0.3377	0.2823	0.2064	0.1811
		0.495	0.4277	0.3399	0.2841	0.2077	0.1822
		0.645	0.4334	0.3443	0.2877	0.2102	0.1844
18	Скорость истечения газа из выходного сопла $c_{\text{с}} = \frac{G_{\text{в}} g_{\Gamma}}{\rho_{\text{с}} F_{\text{с}}}, \frac{\text{м}}{\text{с}}$ $g_{\Gamma} = (1 + g_{\text{т}})(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})$	0.05	344.1	364.2	381.2	413.7	428.5
		0.10	344.4	364.5	381.5	414.0	428.8
		0.306 [*])	351.2	371.6	388.7	421.6	436.5
		0.395 ^{**)})	356.9	377.5	394.8	428.0	443.0
		0.495	365.4	386.3	403.8	437.4	452.7
		0.645	382.5	403.9	422.0	456.5	472.1

Продолжение табл. 2.1

1	2	3	4	5	6	7	8
19	Температура газа за турбиной $T_T^* = T_C^* = T_C + \frac{c_c^2}{2c_{pг}}$	0.05	902.1	894.8	889.7	882.3	879.9
		0.10	901.9	894.7	889.6	882.2	879.8
		0.306 ^{*)}	899.0	892.2	887.4	880.7	878.6
		0.395 ^{**)}	896.7	890.2	885.7	879.5	877.6
		0.495	893.7	887.5	883.4	877.9	876.4
		0.645	887.7	882.7	879.5	875.5	874.6
20	Удельная работа расширения газа на валу турбины $L_T = c_{pг}(T_{г max}^* - T_T^*)$ $\frac{Дж}{кг}$	0.05	497813	506243	512154	520755	523568
		0.10	497990	506393	512284	520847	523645
		0.306 ^{*)}	501388	509308	514807	522645	525124
		0.395 ^{**)}	504061	511589	516767	524009	526223
		0.495	507787	514741	519448	525811	527634
		0.645	514421	520243	524019	528639	529683
21	Удельная работа на валу турбокомпрессора (на входе в редуктор) $L_e = L_T g_T \eta_{мех} - L_k, \frac{Дж}{кг}$	0.05	202865	210677	216123	223958	226475
		0.10	203043	210829	216255	224056	226558
		0.306 ^{*)}	206376	213709	218766	225884	228085
		0.395 ^{**)}	208991	215955	220710	227266	229217
		0.495	212635	219058	223369	229094	230676
		0.645	219119	224476	227909	231988	232834
22	Удельная работа на валу винта $L_B = L_e \eta_{ред}, \frac{Дж}{кг}$	0.05	199822	207516	212881	220599	223078
		0.10	199997	207666	213012	220695	223160
		0.306 ^{*)}	203280	210503	215495	222496	224664
		0.395 ^{**)}	205856	212716	217400	223857	225779
		0.495	209446	215772	220019	225658	227216
		0.645	215832	221109	224490	228508	229341
23	Мощность винтовая $N_B = L_B G_B \cdot 10^{-3}, \text{ кВт}$	0.05	1925	1682	1509	1241	1141
		0.10	1929	1685	1512	1243	1142
		0.306 ^{*)}	2011	1751	1567 ^{***)}	1283	1177
		0.395 ^{**)}	2079	1806	1613	1316	1205
		0.495	2181	1887	1681	1364	1247
		0.645	2384	2048	1815	1460	1329
24	Коэффициент полезного действия винта $\eta_B = aM_H^2 + bM_H + c$	0.05	0.194	0.194	0.194	0.194	0.194
		0.10	0.363	0.363	0.363	0.363	0.363
		0.306 ^{*)}	0.779	0.779	0.779	0.779	0.779
		0.395 ^{**)}	0.820 ^{****)}	0.820	0.820	0.820	0.820
		0.495	0.767	0.767	0.767	0.767	0.767
		0.645	0.492	0.492	0.492	0.492	0.492

***) Значение винтовой мощности $N_{в ном} = 1568$ кВт на высоте $H_{огр}$ и скорости $V_{огр}$ ограничения.

Если значение $N_{в}$ окажется меньше $N_{в ном}$, то необходимо увеличить $T_{г max}^*$, если наоборот – уменьшить $T_{г max}^*$.

Если значение $T_{г max}^*$ задаётся, то необходимо откорректировать высоту $H_{огр}$ и скорость $V_{огр}$.

****) Расчётное значение КПД винта

Продолжение табл.2.1

1	2	3	4	5	6	7	8
25	Скорость полёта $V = 3.6M_H \sqrt{kRT_H}, \frac{\text{км}}{\text{ч}}$	0.05	61	60	59	57	56
		0.10	122	120	118	114	112
		0.306 ^{*)}	375	367	360	349	344
		0.395 ^{**)}	484	473	464	450	444
		0.495	606	593	582	564	556
		0.645	790	772	758	735	725
26	Эквивалентная работа ТВД при $V \neq 0$ (м/с) $L_{\text{ЭКВ}} = L_B + \frac{V(c_c - V)}{\eta_B}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$ при $V=0$ $L_{\text{ЭКВ}} = L_B + 70c_c$	0.05	228440	237238	243521	252975	256232
		0.10	229123	238048	244431	254066	257400
		0.306 ^{*)}	236343	245787	252573	262907	265533
		0.395 ^{**)}	242335	252148	259218	270040	273866
		0.495	252685	263323	271033	282969	287260
		0.645	288609	303763	315030	333271	340235
27	Мощность эквивалентная $N_{\text{ЭКВ}} = L_{\text{ЭКВ}} G_B \cdot 10^{-3}$ кВт	0.05	2200	1923	1727	1423	1310
		0.10	2210	1931	1735	1431	1317
		0.306 ^{*)}	2338	2044	1837	1516	1396
		0.395 ^{**)}	2448	2140	1923	1587	1462
		0.495	2631	2303	2071	1711	1577
		0.645	3188	2814	2547	2129	1971
28	Удельный эквивалентный расход топлива $C_{\text{ЭКВ}} = \frac{3600 g_T (1 - g_{\text{ОХЛ}} - g_{\text{ОТБ}})}{L_{\text{ЭКВ}} \cdot 10^{-3}}$ $\frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$	0.05	0.3307	0.3233	0.3185	0.3123	0.3105
		0.10	0.3296	0.3221	0.3172	0.3108	0.3090
		0.306 ^{*)}	0.3177	0.3103	0.3054	0.2989	0.2971
		0.395 ^{**)}	0.3085	0.3012	0.2954	0.2900	0.2881
		0.495	0.2940	0.2868	0.2820	0.2754	0.2734
		0.645	0.2544	0.2458	0.2400	0.2316	0.2287
29	Часовой расход топлива $G_{\text{ТЧ}} = C_{\text{ЭКВ}} N_{\text{ЭКВ}}, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	0.05	728	622	550	444	407
		0.10	728	622	550	445	407
		0.306 ^{*)}	743	634	561	453	415
		0.395 ^{**)}	755	645	570	460	421
		0.495	774	660	584	471	431
		0.645	811	692	611	493	451
30	Тяга ТВД при $V \neq 0$ $P_{\text{ТВД}} = \frac{N_{\text{ЭКВ}} \eta_B}{V} \cdot 10^3, \text{Н}$ при $V=0$ $P_{\text{твд}} = \beta N_B + G_B (c_c - V)$ $\beta = 15 \frac{\text{Н}}{\text{кВт}}$	0.05	25148	22488	20564	17496	16319
		0.10	23549	21066	19269	16402	15302
		0.306 ^{*)}	17472	15635	14305	12183	11369
		0.395 ^{**)}	14935	13365	12228	10417	9721
		0.495	11990	10740	9833	8387	7832
		0.645	7142	6453	5948	5132	4816
31	Удельный расход топлива	0.05	0.0289	0.0276	0.0267	0.0254	0.0249
		0.10	0.0309	0.0295	0.0286	0.0271	0.0266
		0.306 ^{*)}	0.0425	0.0406	0.0392	0.0372	0.0365
		0.395 ^{**)}	0.0506	0.0482	0.0466	0.0442	0.0433

$C_{уд} = \frac{G_{ТЧ}}{P_{ТВД}}, \frac{\text{кг}}{\text{Н}\cdot\text{ч}}$	<u>0.495</u>	<u>0.0645</u>	<u>0.0615</u>	<u>0.0594</u>	<u>0.0562</u>	<u>0.0550</u>
	<u>0.645</u>	<u>0.1135</u>	<u>0.1072</u>	<u>0.1028</u>	<u>0.0961</u>	<u>0.0936</u>

Продолжение табл.2.1

1	2	3	4	5	6	7	8
32	<u>Работа цикла ТВД</u> $L_{ц} = L_e + \frac{c_c^2 - V^2}{2}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	<u>0.05</u>	<u>260964</u>	<u>275666</u>	<u>287214</u>	<u>307527</u>	<u>316048</u>
		<u>0.10</u>	<u>260816</u>	<u>275520</u>	<u>287069</u>	<u>307383</u>	<u>315904</u>
		<u>0.306[*]</u>	<u>261579</u>	<u>276257</u>	<u>287781</u>	<u>308044</u>	<u>316540</u>
		<u>0.395^{**)}</u>	<u>262526</u>	<u>277180</u>	<u>288682</u>	<u>308898</u>	<u>317373</u>
		<u>0.495</u>	<u>263958</u>	<u>278579</u>	<u>290051</u>	<u>310203</u>	<u>318648</u>
		<u>0.645</u>	<u>266651</u>	<u>281222</u>	<u>292643</u>	<u>312688</u>	<u>321080</u>
33	<u>Внутренний (эффективный) КПД ТВД</u> $\eta_{вн} = \frac{L_{ц}\eta_{кс}}{q_{кс}}$	<u>0.05</u>	<u>0.271</u>	<u>0.282</u>	<u>0.291</u>	<u>0.306</u>	<u>0.312</u>
		<u>0.10</u>	<u>0.271</u>	<u>0.282</u>	<u>0.291</u>	<u>0.306</u>	<u>0.312</u>
		<u>0.306[*]</u>	<u>0.274</u>	<u>0.284</u>	<u>0.293</u>	<u>0.308</u>	<u>0.314</u>
		<u>0.395^{**)}</u>	<u>0.276</u>	<u>0.287</u>	<u>0.295</u>	<u>0.310</u>	<u>0.316</u>
		<u>0.495</u>	<u>0.279</u>	<u>0.290</u>	<u>0.298</u>	<u>0.313</u>	<u>0.319</u>
		<u>0.645</u>	<u>0.285</u>	<u>0.296</u>	<u>0.304</u>	<u>0.318</u>	<u>0.324</u>
34	<u>Полный (общий) КПД ТВД</u> $\eta_{п} = \eta_{вн}\eta_{в}$	<u>0.05</u>	<u>0.053</u>	<u>0.055</u>	<u>0.057</u>	<u>0.059</u>	<u>0.061</u>
		<u>0.10</u>	<u>0.098</u>	<u>0.102</u>	<u>0.105</u>	<u>0.111</u>	<u>0.113</u>
		<u>0.306[*]</u>	<u>0.213</u>	<u>0.221</u>	<u>0.228</u>	<u>0.240</u>	<u>0.244</u>
		<u>0.395^{**)}</u>	<u>0.226</u>	<u>0.235</u>	<u>0.242</u>	<u>0.254</u>	<u>0.259</u>
		<u>0.495</u>	<u>0.214</u>	<u>0.222</u>	<u>0.229</u>	<u>0.240</u>	<u>0.244</u>
		<u>0.645</u>	<u>0.140</u>	<u>0.145</u>	<u>0.149</u>	<u>0.156</u>	<u>0.159</u>
35	<u>Относительная плотность тока на входе в компрессор</u> $q(\lambda_{в}) = \frac{G_{в}\sqrt{T_{в}^*}}{0.0404 p_{в}^* F_{в}}$	<u>0.05</u>	<u>0.6164</u>	<u>0.6479</u>	<u>0.6745</u>	<u>0.7258</u>	<u>0.7492</u>
		<u>0.10</u>	<u>0.6154</u>	<u>0.6468</u>	<u>0.6734</u>	<u>0.7245</u>	<u>0.7478</u>
		<u>0.306[*]</u>	<u>0.6047</u>	<u>0.6352</u>	<u>0.6609</u>	<u>0.7105</u>	<u>0.7330</u>
		<u>0.395^{**)}</u>	<u>0.5972</u>	<u>0.6269</u>	<u>0.6521</u>	<u>0.7005</u>	<u>0.7225</u>
		<u>0.495</u>	<u>0.5868</u>	<u>0.6156</u>	<u>0.6399</u>	<u>0.6868</u>	<u>0.7081</u>
		<u>0.645</u>	<u>0.5681</u>	<u>0.5953</u>	<u>0.6182</u>	<u>0.6623</u>	<u>0.6823</u>
36	<u>Приведенная скорость на входе в компрессор $\lambda_{в}$ из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_{в})$</u>	<u>0.05</u>	<u>0.4211</u>	<u>0.4470</u>	<u>0.4695</u>	<u>0.5151</u>	<u>0.5372</u>
		<u>0.10</u>	<u>0.4204</u>	<u>0.4460</u>	<u>0.4685</u>	<u>0.5140</u>	<u>0.5359</u>
		<u>0.306[*]</u>	<u>0.4119</u>	<u>0.4365</u>	<u>0.4580</u>	<u>0.5012</u>	<u>0.5220</u>
		<u>0.395^{**)}</u>	<u>0.4059</u>	<u>0.4297</u>	<u>0.4504</u>	<u>0.4922</u>	<u>0.5122</u>
		<u>0.495</u>	<u>0.3977</u>	<u>0.4205</u>	<u>0.4404</u>	<u>0.4802</u>	<u>0.4990</u>
		<u>0.645</u>	<u>0.3832</u>	<u>0.4043</u>	<u>0.4226</u>	<u>0.4591</u>	<u>0.4763</u>
37	<u>Относительная плотность тока на выходе из компрессора</u> $q(\lambda_{к}) = \frac{G_{в}\sqrt{T_{к}^*}}{0.0404 p_{к}^* F_{к}}$	<u>0.05</u>	<u>0.4002</u>	<u>0.3955</u>	<u>0.3920</u>	<u>0.3861</u>	<u>0.3837</u>
		<u>0.10</u>	<u>0.4004</u>	<u>0.3957</u>	<u>0.3922</u>	<u>0.3863</u>	<u>0.3839</u>
		<u>0.306[*]</u>	<u>0.4021</u>	<u>0.3973</u>	<u>0.3938</u>	<u>0.3878</u>	<u>0.3854</u>
		<u>0.395^{**)}</u>	<u>0.4033</u>	<u>0.3986</u>	<u>0.3950</u>	<u>0.3889</u>	<u>0.3865</u>
		<u>0.495</u>	<u>0.4052</u>	<u>0.4003</u>	<u>0.3967</u>	<u>0.3905</u>	<u>0.3880</u>
		<u>0.645</u>	<u>0.4086</u>	<u>0.4037</u>	<u>0.3999</u>	<u>0.3936</u>	<u>0.3911</u>
38	<u>Приведенная скорость на выходе из компрессора $\lambda_{к}$ из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_{к})$</u>	<u>0.05</u>	<u>0.2610</u>	<u>0.2578</u>	<u>0.2554</u>	<u>0.2513</u>	<u>0.2498</u>
		<u>0.10</u>	<u>0.2611</u>	<u>0.2579</u>	<u>0.2555</u>	<u>0.2515</u>	<u>0.2498</u>
		<u>0.306[*]</u>	<u>0.2623</u>	<u>0.2590</u>	<u>0.2566</u>	<u>0.2524</u>	<u>0.2509</u>
		<u>0.395^{**)}</u>	<u>0.2632</u>	<u>0.2599</u>	<u>0.2574</u>	<u>0.2533</u>	<u>0.2516</u>
		<u>0.495</u>	<u>0.2645</u>	<u>0.2611</u>	<u>0.2585</u>	<u>0.2544</u>	<u>0.2527</u>
		<u>0.645</u>	<u>0.2668</u>	<u>0.2634</u>	<u>0.2609</u>	<u>0.2565</u>	<u>0.2548</u>

По результатам расчётов высотно-скоростных характеристик ТВД вычерчиваются на бумаге зависимости эквивалентной мощности $N_{\text{экв}}$, мощности винта $N_{\text{в}}$ и удельного эквивалентного расхода топлива $C_{\text{экв}}$ от скорости полёта V (на разных высотах) и от высоты полёта H (на разных скоростях), на которые наносятся ограничения по винтовой мощности и по устойчивой работе компрессора

Отформатировано

2.2. Вертолётный ГТД.

2.2.1. Особенности рабочего процесса вертолётных ГТД.

Силовая установка современных вертолётов, как правило, состоит из двух газотурбинных турбовальных двигателей со свободной турбиной и обслуживающих их систем (топливной, масляной, автоматического управления, противообледенительной и др.) (рис.2.3). Передача крутящего момента (мощности) от двигателей к несущему винту (НВ) осуществляется с помощью главного редуктора, а к рулевому винту (РВ) – с помощью промежуточного и хвостового редукторов, валов и муфт хвостовой трансмиссии.

Рис.2.3. Вертолётный ГТД и схема его управления:

1 – входное устройство; 2 – компрессор; 3 – камера сгорания;

4 – турбина компрессора; 5 – силовая турбина; 6 – главный редуктор;

7 – автомат перекося; 8 – лопасть несущего винта; 9 – рычаг «шаг-газ»;

10 – насос-регулятор; 11 – гидроусилитель

Для обеспечения необходимых лётных характеристик вертолёта во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта, а также температур

наружного воздуха двигателя, как правило, переразмерены по мощности в стандартных атмосферных условиях у земли. При этом, чтобы не перегружать трансмиссию, в первую очередь главный редуктор, мощность двигателей при помощи топливрегулирующей аппаратуры ограничивается значением, потребным для заданного режима полёта вертолёта в конкретных атмосферных условиях. Размерность двигателей, как правило, определяется мощностью, потребной для обеспечения полёта вертолёта на максимальной высоте (практическом потолке).

Для создания необходимой мощности в различных полётных условиях вертолёта двигатели могут работать на следующих основных режимах:

малого газа, на котором обеспечивается устойчивая работа двигателя с минимальной частотой вращения турбокомпрессора $n_{\text{тк.мг}}$ для прогрева после запуска и при полёте вертолёта на режиме самовращения НВ без выключения двигателей. Для ограничения температурных и вибрационных напряжений деталей двигателей время непрерывной работы на этом режиме не должно превышать ≈ 20 мин;

Отформатировано

крейсерском, на котором создаётся мощность ($N_{\text{крейс}}=(0.7\dots 0.8)N_{\text{взл}}$) при непрерывной надёжной работе двигателей в течение установленного ресурса (срока службы). Так как время работы на этом режиме не ограничивается, он обычно используется при выполнении маршрутных полётов на дальность или на максимальную продолжительность полёта;

номинальном, ($N_{\text{ном}}=(0.85\dots 0.90)N_{\text{взл}}$) который используется при взлёте и висении у земли, наборе высоты, полёте с максимальной скоростью и нормальной полётной массой в благоприятных атмосферных условиях. Время непрерывной работы двигателей ограничивается ≈ 1 час;

Отформатировано

взлётном, на котором двигатели развивают максимальную мощность при максимально допустимых значениях частоты вращения турбокомпрессора и температуры газа перед турбиной. По условиям прочности деталей двигателей время непрерывной работы на этом режиме ограничено ≈ 6 мин, а допустимое время общей наработки за ресурс $\approx 5\%$. Взлётный режим используется при взлёте, висении и наборе высоты вертолёта с полётной массой, больше нормальной, в условиях повышенной температуры наружного воздуха или барометрической высоты взлётной площадки, а также при полёте на одном двигателе;

Отформатировано

Передача эффективной мощности от силовой турбины к НВ сопровождается неизбежными механическими и гидравлическими потерями на:

привод РВ на режиме висения $\sim 8\dots 10\%$, на режимах горизонтального полёта $\sim 2\dots 4\%$;

привод агрегатов двигателей и вертолёта $\sim 1\%$;

трение в трансмиссии $\sim 3\%$;

привод вентилятора охлаждения агрегатов $\sim 1.5\%$;

при включении противообледенительной системы $\sim 4\%$;

при установке пылезащитного устройства при включении его $\sim 5\%$, при выключении $\sim 2.5\%$.

Таким образом, коэффициент использования эффективной мощности двигателей составляет $\xi_N=0.82\dots 0.84$ на режиме висения и $\xi_N=0.86\dots 0.88$ на режимах

крейсерского полёта. Располагаемая мощность, подводимая к валу НВ на заданном режиме полёта, равна:

$$N_{\text{расп}} = N_e \xi N,$$

Отформатировано

где N_e – эффективная мощность, снимаемая с вала свободной турбины,

Отформатировано

Управление мощностью обоих двигателей синхронизировано с управлением общим шагом НВ и осуществляется от рычага «шаг-газ», который кинематически связан с ползуном автомата перекоса^{*)} и одновременно с рычагами топливных насосов – регуляторов двигателей. При перемещении рычага «шаг-газ» вверх увеличивается угол установки и общий шаг^{**)} лопастей НВ и, соответственно, возрастает тяга НВ с одновременным увеличением мощности двигателей. На переходных режимах полёта управление двигателями осуществляется агрегатами системы автоматического управления (САУ), расположенными непосредственно на двигателях.

Основным регулирующим фактором автоматического управления силовой установкой является расход топлива G_T в камеры сгорания двигателей. Соответственно закон управления и программу регулирования (дресселирования) формирует один регулируемый параметр, определяющий в конечном счёте режим работы силовой установки.

Отформатировано

На крейсерском и номинальном режимах работы двигателя таким регулируемым параметром является частота вращения ротора свободной турбины $n_{\text{ст}}$ (а значит частота вращения НВ $n_{\text{нв}}$). При этом во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта САУ обеспечивает закон управления $n_{\text{ст}} \approx \text{const}$. На режимах «Малый газ» и «Взлётный» в качестве регулируемого параметра используется, как правило, частота вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}}$ и, соответственно, закон управления $n_{\text{тк}} = \text{const}$.

Отформатировано

*) Автомат перекоса является универсальным и уникальным изобретением Б.Н. Юрьева в 1911 году. При управлении вертолётom он осуществляет:

- одновременное изменение на одинаковое значение угла установки всех лопастей (управление общим шагом), что вызывает соответствующее изменение тяги НВ и движение вертолётa вверх – вниз по вертикали;

- отклонение тарелки автомата перекоса в продольной плоскости симметрии вертолётa, что вызывает циклическое изменение углов установки лопастей НВ при их вращении и соответствующее отклонение аэродинамической силы НВ в продольной плоскости и создание управляющего момента тангажа на кабрирование или пикирование;

- отклонение тарелки автомата перекоса в поперечной плоскости, что вызывает соответствующее отклонение аэродинамической силы НВ и создаёт управляющий момент на правый или левый крен.

) Общий шаг – это компонент угла установки лопастей несущего винта или рулевого винта, не зависящий от азимутального^{)} положения лопастей (при фиксированном управлении). Изменение общего шага используется для управления тягой винта. Причем, чем больше полётная масса вертолётa, высота полета и температура наружного воздуха, тем больше общий шаг лопастей НВ.

***) Угол азимутального положения φ_d измеряется по направлению вращения НВ между продольной осью лопасти и проекцией вектора скорости набегающего потока на плоскость НВ. При полёте вертолётa бес скольжения угол φ_d отсчитывают от положения лопасти вдоль хвостовой

балки. Лопасть называется опережающей (наступающей), если $0 < \varphi_l < 180^\circ$, и отстающей (отступающей), если $180^\circ < \varphi_l < 360^\circ$.

Например, для выполнения набора высоты пилот отклоняет рычаг «шаг-газ» вверх, с помощью соответствующего гидроусилителя увеличивается общий шаг лопастей и мощность НВ, которая сразу же становится больше располагаемой мощности двигателей. В результате частота вращения НВ $n_{нв}$ и соответственно $n_{гс}$ начинает уменьшаться (НВ «затяжелается»).

Как только начнется уменьшение частоты вращения $n_{гс}$, регулятор частоты вращения свободной турбины увеличит подачу топлива в двигатель. Вместе с тем при отклонении вверх рычага «шаг-газ» происходит механическая перестройка регулятора частоты вращения турбокомпрессора на повышенный режим работы. В результате частота вращения турбокомпрессора и соответственно мощность двигателя (синхронно двух двигателей) увеличиваются до равновесного значения потребной мощности НВ на новом режиме полёта вертолётa, а частота вращения НВ восстанавливается до своего прежнего стабилизированного значения.

Таким образом, дозирование топлива в двигателе для поддержания $n_{нв} \approx const$ осуществляется регулятором частоты вращения свободной турбины.

Рассмотрим режим висения вертолётa. Этот режим характерен тем, что воздух подсасывается к НВ со всех сторон. При этом вращающийся НВ, лопасти которого установлены под некоторым углом φ к плоскости вращения, отбрасывает воздух, придавая его частицам определенные скорости. На место отброшенного воздуха из окружающего воздушного пространства подсасывается новый. Таким образом, перед винтом образуется зона подсасывания, за винтом – зона отбрасывания и устанавливается воздушный поток (струя) через винт (рис.2.4).

Рис.2.4. Схема обтекания НВ на режиме висения и изменение параметров воздушной струи

Скорость движения воздуха, создаваемая винтом и измеряемая в плоскости его вращения, называется **индуктивной скоростью** v . Она полагается постоянной по всему ометаемому винтом диску. Отбрасывая воздух, НВ изменяет его количество движения и кинетическую энергию, а сила реакции воздушной струи на это изменение и представляет собой тягу винта T . Из анализа уравнений количества движения и сохранения энергии, написанных для сечений 0-0 и 2-2 (см. рис.3.4), получается следующей выражение для индуктивной скорости:

$$v = \sqrt{\frac{p_0}{2\rho_H}}, \text{ где } p_0 = \frac{T}{F_{\text{НВ}}} - \text{удельная нагрузка на ометаемую винтом площадь};$$

$$F_{\text{НВ}} = \frac{\pi D_{\text{НВ}}^2}{4}; D_{\text{НВ}} - \text{наружный диаметр лопасти НВ, м; } \rho_H - \text{плотность наружного воздуха, кг/м}^3.$$

У рассматриваемого нами идеального винта вся полученная от двигателей мощность превращается в работу по отбрасыванию воздуха и созданию тяги. Реальный НВ имеет определенные потери мощности на преодоление сопротивления вращению лопастей, закручивание струи, неравномерность распределения индуктивных скоростей и тяги по ометаемой винтом площади. Кроме того, в создании тяги участвует не вся ометаемая винтом площадь, так как корневые части лопастей не имеют несущей поверхности, а через концы лопастей воздух перетекает из области повышенного давления под винтом в область пониженного давления над ним. Приближенный учет потерь реального НВ осуществляется с помощью двух коэффициентов: полезного действия и использования ометаемой площади.

Коэффициент полезного действия винта η_0 представляет собой отношение мощности, непосредственно затрачиваемой на создание тяги работающего на месте НВ к мощности N_p , подводимой к винту от двигателей:

$$\eta_0 = \frac{Tv}{N_p} = \frac{Tv}{N_e \xi N}$$

Коэффициент использования ометаемой площади винта χ - это отношение эффективной ометаемой площади, непосредственно участвующей в создании тяги, ко всей ометаемой площади. Приближенно принимаем $\chi=0.95$.

В работе [3] получена формула для определения силы тяги несущего винта на режиме висения вертолёта:

$$T = (N_e \xi N \eta_0 \sqrt{2\rho_H F_{\text{НВ}} \chi})^{2/3}$$

с помощью которой можно оценить для заданной мощности двигателей взлётную массу вертолета, так как $T = m_0 g$.

Из написанных формул следует, что с увеличением высоты взлётной площадки (уменьшении ρ_H) для обеспечения той же тяги НВ на режиме висения необходимо

увеличить мощность двигателей. Это требование можно выполнить, если увеличить температуру газа перед турбиной T_g^* (в пределах возможного). Отсюда значение $T_{g\max}^*$ определяет статический потолок вертолёта (максимальную высоту взлётной площадки H_{max}).

Отформатировано

В таблице 2.2 представлены основные показатели вертолётов Московского завода им. М.Л. Миля. Видно, коэффициент полезного действия винтов составляет $\eta_0=0.6\dots0.7$. Для вновь разрабатываемых винтов $\eta_0=0.75\dots0.8$.

Отформатировано

Таблица 2.2

Вертолёты Московского завода им. М.Л. Миля

№ п/п	Наименование показателя	Обозначение	Размерность	Марка вертолёта					
				Ми-2	Ми-6	Ми-8	Ми-10	Ми-8 МТ	Ми-26
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1.	Число, тип и марка двигателей			2ГТД ГТД	2ГТД Д-25	2ГТД ТВ2-	2ГТД Д-25В	2ГТД ТВ3-	2ГТД Д-136
2.	Мощность двигателя	N_e	кВт	350	4050	117	4050	117М	7350
3.	Параметры несущего винта:								
	- диаметр:	$D_{нв}$	м	14.5	35.0	21.29	35.0	21.29	32.0
	- число лопастей		шт	3	5	5	5	5	8
	- омегаемая площадь:	$F_{нв}$	м ²	165.0	961.6	355.8	961.6	355.8	803.8
	- удельная нагрузка на омегаемую площадь:	p_{ω}	Н/м ²	220.0	449.0	331.0	446.0	358.0	683.0
4.	Параметры рулевого винта:								
	- диаметр:	$D_{рв}$	м	2.7	6.3	3.9	6.3	3.9	7.6
	- число лопастей		шт	2	4	3	4	3	5
5.	Взлётная масса:								
	- нормальная:	$m_{0.н}$	т	3.55	40.5	11.1	43.7	11.1	49.5
	- максимальная:	m_0	т	3.70	44.0	12.0	43.7	13.0	56.0
6.	Индуктивная скорость на режиме висения вертолёта при САУ	v	м/с	9.4	13.4	11.5	13.3	12.0	16.5

Удалено: ¶

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Продолжение табл.2.2

Вертолѣты Московского завода им. М.Л. Миля

№ п/п	Наименование показа-теля	Обоз- наче- ние	Раз- мер- ность	Марка вертолѣта					
				Ми-2	Ми-6	Ми-8	Ми-10	Ми-8 МТ	Ми-26
<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>	<u>9</u>	<u>10</u>

7.	Коэффициент полезного действия НВ на режиме висения	η_0	=	0.58	0.714	0.615	0.704	0.546	0.616
8.	Масса пустого вертолёта	$m_{пуст}$	т	2.41	28.15	7.07	27.25	7.05	28.15
9.	Скорость полёта:								
	- максимальная:	V_{max}	км/ч	210	300	250	235	250	295
	- крейсерская:	$V_{крейс}$	км/ч	190	250	220	220	240	255
10.	Максимальный перевозимый груз:								
	- внутри кабины:	$m_{груз}$	т	0.7	12.0	4.0	3.0	4.0	20.0
	- на внешней подвеске:	$m_{внеш}$	т	0.8	8.0	3.0	8.0	3.0	20.0
11.	Статический потолок с учётом влияния земли при нормальной взлётной массе		м	1700	1500	1900	-	2800	2900
12.	Динамический потолок		м	4000	4500	4500	3000	5000	4600
13.	Практическая дальность полёта на $H=500$ м при $m_{0\text{вор}}$ с 5% - ным остат. Топлива		км	270	600	465	250	495	480
14.	Габариты грузовой кабины:								
	- длина:		м	2.8	11.7	5.34	15.945	5.34	12.0
	- высота:		м	1.55	2.7	1.8	1.66	1.8	3.16
	- ширина:		м	1.55	2.66	2.34	3	2.34	3.34
15.	Экипаж		чел	1	5	3	5.6	3	4-5
16.	Степень повышения давления	π^*		6	5.6	6.2		9	18.4
17.	Температура газа перед турбиной	$T^*_г$	К	1200	1240	1090	1240	1190	1516
18.	Расход воздуха через двигатель	G_0	кг/с	2.2	26.2	8.4	26.2	9.0	35.55
19.	Удельный расход топлива	C_p	кг/кВт/ч	0.503	0.402	0.360	0.402	0.299	0.269
20.	Масса двигателя	$m_{дв}$	кг	135	1200	338	1200	285	1050
21.	Компрессор			7ос+1	9ос	9ос	9ос	9ос	13ос
22.	Турбина			1ос+2	2ос+1	2ос+2	2ос+	2ос+	1ос+
				ос	ос	ос	1ос	2ос	3ос

Отформатировано

Все двигатели, представленные в таблице 2.2, являются высотными, то есть взлётная мощность двигателей поддерживается постоянной ($N_{e\text{ расч}} = const$).

Отформатировано

2.2.2. Расчёт высотно-скоростных характеристик вертолётных ГТД.

Отформатировано

Исходными данными для расчёта высотно-скоростных характеристик вертолётного ГТД являются результаты газодинамического расчёта на $H=0$, $V=0$ [2]:

мощность $N_e=1875$ кВт; степень повышения давления в компрессоре $\pi_k^*=16$; температура газа перед турбиной $T_{г}^*=1500$ К; прототип двигателя ТВД ТВ7-117.

Основные данные элементов проектируемого двигателя:

а) входное устройство

$p_{в}^*=1.01325 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{в}=5.83$ кг/с; $\sigma_{вх}=0.98$; $T_{в}^*=288.15$ К; $p_{в}^*=0.993 \cdot 10^5$ Н/м²;

Отформатировано

б) компрессор

$\pi_k^*=16$; $\eta_k^*=0.835$; $L_k=418938$ Дж/кг; $T_k^*=705.2$ К; $p_k^*=15.8878 \cdot 10^5$ Н/м²;

$N_k=2443$ кВт; $c_{в}=140$ м/с; $\lambda_{в}=0.4507$; $q(\lambda_{в})=0.6523$; $F_{в}=0.03782$ м²;

$c_k=110$ м/с; $\lambda_k=0.2264$; $q(\lambda_k)=0.3495$; $F_k=0.0069$ м²;

1. Параметры осевых ступеней.

$\pi_{ос}^*=6.72$; $L_{ос ад}=209395$ Дж/кг; $L_{ос}=247830$ Дж/кг; $T_x^*=534.8$ К; $p_x^*=6.6730 \cdot 10^5$ Н/м²;

$\eta_{ос}^*=0.845$; $c_x=120$ м/с; $\lambda_x=0.2836$; $q(\lambda_x)=0.4325$; $F_x=0.01157$ м²;

2. Параметры центробежной ступени.

$\pi_{цб}^*=2.38$; $u_2=420$ м/с; $\mu_k=0.91$; $\alpha_{тр}=0.06$; $L_{цб}=171108$ Дж/кг; $\eta_{цб}^*=0.82$;

$L_{цб ад}^*=140309$ Дж/кг;

Отформатировано

Отформатировано

в) камера сгорания

$T_{г}^*=1500$ К; $c_{п}=1.2705 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $q_{вн}=1009.796$ кДж/кг; $g_{г}=0.02391$; $\sigma_{кс}=0.95$;

$R_{г}=287.58 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $p_{г}^*=15.0934 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{гч}=463$ кг/ч; $\alpha_{с}=2.8$;

Отформатировано

г) турбина компрессора

$L_{тк}=445652$ Дж/кг; $g_{охл}=0.0573$; $g_{отб}=0.02$; $g_{г}=0.9448$; $\pi_{тк}^*=3.794$; $\eta_{тк}^*=0.91$;

$T_{гв}^*=1115.4$ К; $N_{тк}=2308$ кВт; $T_{гв}^*=1093.8$ К; $p_{гв}^*=3.9781 \cdot 10^5$ Н/м²;

$c_{рг}=1.2346$ кДж/(кг·К); $c_{рв}=1.1116$ кДж/(кг·К);

д) силовая турбина

$L_{тс}=321557$ Дж/кг; $\pi_{тс}^*=3.669$; $\eta_{тс}^*=0.92$;

$T_{гт}^*=816.3$ К; $N_{тс}=1875$ кВт; $p_{гт}^*=1.0842 \cdot 10^5$ Н/м²; $c_{гт}=181.2$ м/с; $\lambda_{гт}=0.35$; $q(\lambda_{гт})=0.5273$;

$F_{гт}=0.07375$ м²;

Отформатировано

Отформатировано

е) выходное сопло

$c_c=173.9$ м/с; $\varphi_c=0.98$; $F_c=0.07659$ м²; $D_c=0.3124$ м;

ж) удельные показатели двигателя

$L_e=321557$ Дж/кг; $N_e=1875$ кВт; $\eta_{ад тс+рс}=0.9229$;

$C_e=0.247$ кг/(кВт·ч).

Для расчёта высотно-скоростных характеристик вертолётного ГТД принимаются следующие характеристики отдельных элементов двигателя:

а) входное устройство $\sigma_{вх}=\sigma_{вх}(M_N)$; **б) компрессор** $L_{к ад}^*=const$, $\eta_k^*=const$;

в) камера сгорания $\eta_{г}=const$, $\sigma_{кс}=const$;

г) турбина компрессора $\frac{G_{г} \sqrt{T_{г}^*}}{p_{г}^*}=const$, $\eta_{тк}^*=const$.

д) силовая турбина $\eta_{тс}^*=const$; **е) выходное сопло** $\varphi_c=const$.

Принимается также, что адиабатический КПД системы расширения “Силовая турбина +выходное сопло” не меняется по режимам полёта:

$$\eta_{ад\ tc+pc} = \frac{1 - \frac{T_c}{T_{yy}^*}}{1 - \left(\frac{p_H}{p_y}\right)^{\frac{\kappa_{Г}}{\kappa_{Г}-1}}} = const$$

Порядок и результаты расчёта высотно-скоростных характеристик вертолётного ГТД приведены в таблице 2.3. В расчётах задаётся максимальная температура газа перед турбиной $T_{г\ max}^* = T_{г\ расч}^* + 50...60\ K$.

Отформатировано

Таблица 2.3

Высотно-скоростные характеристики вертолётного ГТД

№ п/п	Наименование параметра, расчётная формула	V, км/ч	Высота полёта, км				
			0	1	2	3	4
1	2	3	4	5	6	7	8

Отформатировано

<u>1</u>	<u>Температура наружного воздуха по ГОСТ 4401-81</u>	<u>0</u>	<u>288.15</u>	<u>281.7</u>	<u>275.1</u>	<u>268.6</u>	<u>262.1</u>
		<u>50</u>	<u>288.15</u>	<u>281.7</u>	<u>275.1</u>	<u>268.6</u>	<u>262.1</u>
		<u>100</u>	<u>288.15</u>	<u>281.7</u>	<u>275.1</u>	<u>268.6</u>	<u>262.1</u>
	<u>$T_H = 288.15 - 6.5 \cdot H$</u>	<u>150</u>	<u>288.15</u>	<u>281.7</u>	<u>275.1</u>	<u>268.6</u>	<u>262.1</u>
		<u>200</u>	<u>288.15</u>	<u>281.7</u>	<u>275.1</u>	<u>268.6</u>	<u>262.1</u>
		<u>250</u>	<u>288.15</u>	<u>281.7</u>	<u>275.1</u>	<u>268.6</u>	<u>262.1</u>
<u>2</u>	<u>Давление наружного воздуха по ГОСТ 4401-81</u>	<u>0</u>	<u>1.0132</u>	<u>0.8974</u>	<u>0.7926</u>	<u>0.6979</u>	<u>0.6126</u>
		<u>50</u>	<u>1.0132</u>	<u>0.8974</u>	<u>0.7926</u>	<u>0.6979</u>	<u>0.6126</u>
		<u>100</u>	<u>1.0132</u>	<u>0.8974</u>	<u>0.7926</u>	<u>0.6979</u>	<u>0.6126</u>
	<u>$p_H = 1.01325 \cdot (1 - \frac{H}{44.368})^{5.2532} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$</u>	<u>150</u>	<u>1.0132</u>	<u>0.8974</u>	<u>0.7926</u>	<u>0.6979</u>	<u>0.6126</u>
		<u>200</u>	<u>1.0132</u>	<u>0.8974</u>	<u>0.7926</u>	<u>0.6979</u>	<u>0.6126</u>
		<u>250</u>	<u>1.0132</u>	<u>0.8974</u>	<u>0.7926</u>	<u>0.6979</u>	<u>0.6126</u>
<u>3</u>	<u>Температура торможения на входе в двигатель</u>	<u>0</u>	<u>288.1</u>	<u>281.7</u>	<u>275.1</u>	<u>268.6</u>	<u>262.1</u>
		<u>50</u>	<u>288.2</u>	<u>281.7</u>	<u>275.2</u>	<u>268.7</u>	<u>262.2</u>
		<u>100</u>	<u>288.5</u>	<u>282.0</u>	<u>275.5</u>	<u>269.0</u>	<u>262.5</u>
	<u>$T_H^* = T_H (1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2)$</u>	<u>150</u>	<u>289.0</u>	<u>282.5</u>	<u>276.0</u>	<u>269.5</u>	<u>263.0</u>
		<u>200</u>	<u>289.7</u>	<u>283.2</u>	<u>276.7</u>	<u>270.2</u>	<u>263.7</u>
		<u>250</u>	<u>290.6</u>	<u>284.1</u>	<u>277.6</u>	<u>271.1</u>	<u>264.6</u>
<u>4</u>	<u>Полное давление на входе в двигатель</u>	<u>0</u>	<u>1.0132</u>	<u>0.8974</u>	<u>0.7926</u>	<u>0.6979</u>	<u>0.6126</u>
		<u>50</u>	<u>1.0144</u>	<u>0.8985</u>	<u>0.7935</u>	<u>0.6988</u>	<u>0.6134</u>
		<u>100</u>	<u>1.0180</u>	<u>0.9017</u>	<u>0.7964</u>	<u>0.7014</u>	<u>0.6158</u>
	<u>$p_H^* = p_H \left(\frac{T_H^*}{T_H} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$</u>	<u>150</u>	<u>1.0239</u>	<u>0.9071</u>	<u>0.8013</u>	<u>0.7058</u>	<u>0.6197</u>
		<u>200</u>	<u>1.0323</u>	<u>0.9147</u>	<u>0.8082</u>	<u>0.7120</u>	<u>0.6253</u>
		<u>250</u>	<u>1.0431</u>	<u>0.9245</u>	<u>0.8170</u>	<u>0.7200</u>	<u>0.6325</u>
<u>5</u>	<u>Число Маха</u>	<u>0</u>	<u>0.000</u>	<u>0.000</u>	<u>0.000</u>	<u>0.000</u>	<u>0.000</u>
		<u>50</u>	<u>0.041</u>	<u>0.041</u>	<u>0.042</u>	<u>0.042</u>	<u>0.043</u>
		<u>100</u>	<u>0.082</u>	<u>0.083</u>	<u>0.084</u>	<u>0.085</u>	<u>0.086</u>
	<u>$M_H = \frac{V}{3.6 \sqrt{kRT_H}}$</u>	<u>150</u>	<u>0.122</u>	<u>0.124</u>	<u>0.125</u>	<u>0.127</u>	<u>0.128</u>
		<u>200</u>	<u>0.163</u>	<u>0.165</u>	<u>0.167</u>	<u>0.169</u>	<u>0.171</u>
		<u>250</u>	<u>0.204</u>	<u>0.206</u>	<u>0.209</u>	<u>0.211</u>	<u>0.214</u>
<u>6</u>	<u>Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве</u>	<u>0</u>	<u>0.9800</u>	<u>0.9800</u>	<u>0.9800</u>	<u>0.9800</u>	<u>0.9800</u>
		<u>50</u>	<u>0.9787</u>	<u>0.9786</u>	<u>0.9786</u>	<u>0.9786</u>	<u>0.9786</u>
		<u>100</u>	<u>0.9773</u>	<u>0.9773</u>	<u>0.9772</u>	<u>0.9772</u>	<u>0.9772</u>
	<u>$\sigma_{ВХ} = \sigma_{ВХ \text{ расч}} - 0.033 \cdot M_H$</u>	<u>150</u>	<u>0.9760</u>	<u>0.9759</u>	<u>0.9759</u>	<u>0.9758</u>	<u>0.9758</u>
		<u>200</u>	<u>0.9746</u>	<u>0.9746</u>	<u>0.9745</u>	<u>0.9744</u>	<u>0.9744</u>
		<u>250</u>	<u>0.9733</u>	<u>0.9732</u>	<u>0.9731</u>	<u>0.9730</u>	<u>0.9729</u>

Продолжение табл.2.3

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
	<u>Температура воздуха на входе в компрессор</u>	<u>0</u>	<u>288.1</u>	<u>281.7</u>	<u>275.1</u>	<u>268.6</u>	<u>262.1</u>
		<u>50</u>	<u>288.2</u>	<u>281.7</u>	<u>275.2</u>	<u>268.7</u>	<u>262.2</u>
		<u>100</u>	<u>288.5</u>	<u>282.0</u>	<u>275.5</u>	<u>269.0</u>	<u>262.5</u>

7	$T_B^* = T_H^*$	150	289.0	282.5	276.0	269.5	263.0
		200	289.7	283.2	276.7	270.2	263.7
		250	290.6	284.1	277.6	271.1	264.6
8	Полное давление на входе в компрессор $p_B^* = p_H^* \sigma_{вх} \cdot 10^5, \frac{Н}{м^2}$	0	0.9930	0.8795	0.7767	0.6839	0.6004
		50	0.9928	0.8793	0.7766	0.6838	0.6003
		100	0.9949	0.8812	0.7783	0.6854	0.6017
		150	0.9993	0.8852	0.7820	0.6887	0.6047
		200	1.0061	0.8914	0.7875	0.6938	0.6092
9	Степень повышения давления в компрессоре $\pi_K^* = \left(1 + \frac{L_K^* \text{ ад}}{c_{pв} T_B^*}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$	0	16.00	16.72	17.50	18.34	19.25
		50	15.99	16.71	17.48	18.32	19.24
		100	15.96	16.67	17.45	18.28	19.19
		150	15.91	16.62	17.39	18.22	19.12
		200	15.84	16.54	17.31	18.13	19.03
10	Температура воздуха за компрессором $T_K^* = T_B^* + \frac{L_K^*}{c_{pв}}$	0	708.9	702.8	696.8	690.8	684.8
		50	709.0	702.9	696.9	690.9	684.9
		100	709.2	703.2	697.2	691.2	685.2
		150	709.7	703.6	697.6	691.6	685.6
		200	710.3	704.3	698.2	692.2	686.2
11	Давление воздуха за компрессором $p_K^* = p_B^* \pi_K^* \cdot 10^5, \frac{Н}{м^2}$	0	15.8878	14.7032	13.5887	12.5412	11.5576
		50	15.8743	14.6906	13.5769	12.5301	11.5473
		100	15.8776	14.6936	13.5797	12.5327	11.5497
		150	15.8976	14.7123	13.5971	12.5490	11.5648
		200	15.9343	14.7466	13.6292	12.5788	11.5925
12	Средняя условная теплоёмкость в камере сгорания $c_{п} = 0.9 + 10^{-4} \cdot (2T_{Г max}^* + T_K^*), \frac{кДж}{кг \cdot К}$	0	1.2809	1.2803	1.2797	1.2791	1.2785
		50	1.2809	1.2803	1.2797	1.2791	1.2785
		100	1.2809	1.2803	1.2797	1.2791	1.2785
		150	1.2810	1.2804	1.2798	1.2792	1.2786
		200	1.2810	1.2804	1.2798	1.2792	1.2786
13	Удельное количество теплоты, подводимое к воздуху в камере сгорания $q_{кс} = c_{п} (T_{Г max}^* - T_K^*), \frac{кДж}{кг}$	0	1077.39	1084.61	1091.81	1098.98	1106.11
		50	1077.28	1084.51	1091.70	1098.87	1106.01
		100	1076.96	1084.19	1091.38	1098.55	1105.69
		150	1076.43	1083.65	1090.85	1098.02	1105.16
		200	1075.68	1082.91	1090.11	1097.28	1104.43
14	Отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания $g_T = \frac{q_{кс}}{H_u \eta_{кс}}$	0	0.02551	0.02568	0.02585	0.02602	0.02619
		50	0.02551	0.02568	0.02585	0.02602	0.02619
		100	0.02550	0.02567	0.02584	0.02601	0.02618
		150	0.02548	0.02566	0.02583	0.02600	0.02617
		200	0.02547	0.02564	0.02581	0.02598	0.02615
250	0.02544	0.02562	0.02579	0.02596	0.02613		

Продолжение табл.2.3

1	2	3	4	5	6	7	8
	Расход воздуха через компрессор	0	5.79	5.36	4.95	4.57	4.21
		50	5.79	5.35	4.95	4.57	4.21

<u>15</u>	$G_B = G_{B \text{ расч}} \frac{p_K^*}{p_K \text{ расч}}$ $\cdot \frac{g_{\Gamma \text{ расч}}}{g_{\Gamma}} \sqrt{\frac{T_{\Gamma \text{ расч}}^*}{T_{\Gamma \text{ max}}^*}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	<u>100</u>	<u>5.79</u>	<u>5.36</u>	<u>4.95</u>	<u>4.57</u>	<u>4.21</u>
		<u>150</u>	<u>5.80</u>	<u>5.36</u>	<u>4.95</u>	<u>4.57</u>	<u>4.21</u>
		<u>200</u>	<u>5.81</u>	<u>5.37</u>	<u>4.97</u>	<u>4.58</u>	<u>4.22</u>
		<u>250</u>	<u>5.83</u>	<u>5.39</u>	<u>4.98</u>	<u>4.60</u>	<u>4.24</u>
<u>16</u>	<u>Удельная работа расширения в турбине компрессора</u> $L_{TK} = \frac{L_K}{g_{\Gamma} \eta_M}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$ $g_{\Gamma} = (1 + g_T)(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})$	<u>0</u>	<u>453888</u>	<u>454308</u>	<u>454748</u>	<u>455208</u>	<u>455690</u>
		<u>50</u>	<u>453882</u>	<u>454302</u>	<u>454741</u>	<u>455201</u>	<u>455683</u>
		<u>100</u>	<u>453863</u>	<u>454283</u>	<u>454722</u>	<u>455181</u>	<u>455661</u>
		<u>150</u>	<u>453833</u>	<u>454251</u>	<u>454688</u>	<u>455146</u>	<u>455625</u>
		<u>200</u>	<u>453791</u>	<u>454207</u>	<u>454642</u>	<u>455098</u>	<u>455575</u>
<u>250</u>	<u>453737</u>	<u>454151</u>	<u>454583</u>	<u>455036</u>	<u>455510</u>		

<u>17</u>	<u>Степень понижения давления в турбине компрессора</u> $\pi_{TK}^* = (1 - \frac{L_{TK}}{c_{p\Gamma} T_{\Gamma \text{ max}}^* \eta_{TK}})^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1}}$	<u>0</u>	<u>3.708</u>	<u>3.714</u>	<u>3.719</u>	<u>3.725</u>	<u>3.731</u>
		<u>50</u>	<u>3.708</u>	<u>3.713</u>	<u>3.719</u>	<u>3.725</u>	<u>3.731</u>
		<u>100</u>	<u>3.708</u>	<u>3.713</u>	<u>3.719</u>	<u>3.724</u>	<u>3.731</u>
		<u>150</u>	<u>3.708</u>	<u>3.713</u>	<u>3.718</u>	<u>3.724</u>	<u>3.730</u>
		<u>200</u>	<u>3.707</u>	<u>3.712</u>	<u>3.718</u>	<u>3.723</u>	<u>3.729</u>
<u>250</u>	<u>3.706</u>	<u>3.712</u>	<u>3.717</u>	<u>3.723</u>	<u>3.729</u>		

<u>18</u>	<u>Температура газа за турбиной компрессора без учёта охлаждения лопаток</u> $T_y^* = T_{\Gamma \text{ max}}^* - \frac{L_{TK}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}}$	<u>0</u>	<u>1158.4</u>	<u>1158.0</u>	<u>1157.7</u>	<u>1157.3</u>	<u>1156.9</u>
		<u>50</u>	<u>1158.4</u>	<u>1158.0</u>	<u>1157.7</u>	<u>1157.3</u>	<u>1156.9</u>
		<u>100</u>	<u>1158.4</u>	<u>1158.1</u>	<u>1157.7</u>	<u>1157.3</u>	<u>1156.9</u>
		<u>150</u>	<u>1158.4</u>	<u>1158.1</u>	<u>1157.7</u>	<u>1157.3</u>	<u>1156.9</u>
		<u>200</u>	<u>1158.5</u>	<u>1158.1</u>	<u>1157.8</u>	<u>1157.4</u>	<u>1157.0</u>
<u>250</u>	<u>1158.5</u>	<u>1158.2</u>	<u>1157.8</u>	<u>1157.4</u>	<u>1157.0</u>		

<u>19</u>	<u>Температура газа за турбиной компрессора с учётом охлаждения лопаток</u> $T_{yu}^* = \frac{c_{p\Gamma} g_{\Gamma} T_y^* + c_{p\text{см}} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}}) T_K^*}{c_{p\text{см}} (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})}$	<u>0</u>	<u>1130.6</u>	<u>1129.9</u>	<u>1129.2</u>	<u>1128.5</u>	<u>1127.8</u>
		<u>50</u>	<u>1130.6</u>	<u>1129.9</u>	<u>1129.3</u>	<u>1128.6</u>	<u>1127.8</u>
		<u>100</u>	<u>1130.6</u>	<u>1130.0</u>	<u>1129.3</u>	<u>1128.6</u>	<u>1127.9</u>
		<u>150</u>	<u>1130.7</u>	<u>1130.0</u>	<u>1129.3</u>	<u>1128.6</u>	<u>1127.9</u>
		<u>200</u>	<u>1130.8</u>	<u>1130.1</u>	<u>1129.4</u>	<u>1128.7</u>	<u>1128.0</u>
<u>250</u>	<u>1130.8</u>	<u>1130.2</u>	<u>1129.5</u>	<u>1128.8</u>	<u>1128.1</u>		

Примечание: В пункте 17: $c_{p\Gamma} = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}$; $R_{\Gamma} = R \frac{1 + 1.0862 g_T}{1 + g_T}$

В пункте 19: $c_{p\Gamma} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{y,}^*$, кДж/(кг.К);

$c_{p\text{в}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{к},}^*$, кДж/(кг.К); $c_{p\text{см}} = 0.9 + 3 \cdot 10^{-4} T_{\text{yu},}^*$, кДж/(кг.К);

Продолжение табл.2.3

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

20	<u>Полное давление газа на входе в турбину компрессора</u> $p_{\Gamma}^* = p_{\text{к}} \sigma_{\text{к}} \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	0	15.0934	13.9680	12.9092	11.9141	10.9797
		50	15.0806	13.9560	12.8980	11.9036	10.9699
		100	15.0837	13.9589	12.9007	11.9061	10.9722
		150	15.1027	13.9767	12.9173	11.9215	10.9865
		200	15.1376	14.0093	12.9477	11.9499	11.0129
		250	15.1885	14.0568	12.9921	11.9912	11.0514
21	<u>Давление газа за турбиной компрессора</u> $p_{\text{у}}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{\text{тк}}} \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	0	4.0701	3.7613	3.4711	3.1986	2.9429
		50	4.0668	3.7582	3.4682	3.1958	2.9404
		100	4.0679	3.7592	3.4691	3.1967	2.9412
		150	4.0734	3.7644	3.4739	3.2012	2.9454
		200	4.0834	3.7737	3.4827	3.2093	2.9530
		250	4.0979	3.7873	3.4953	3.2211	2.9639
22	<u>Действительная температура газа в обресе выходного сопла</u> $T_{\text{с}} = T_{\text{уу}}^* \{1 - \eta_{\text{ад тс+рс}} \cdot [1 - (\frac{p_{\text{н}}}{p_{\text{у}}^*})^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}}] \}$	0	826.1	817.9	809.5	800.9	792.1
		50	826.3	818.1	809.6	801.0	792.3
		100	826.3	818.0	809.6	801.0	792.2
		150	826.1	817.8	809.4	800.8	792.0
		200	825.7	817.4	809.0	800.4	791.6
		250	825.1	816.8	808.4	799.8	791.0
23	<u>Плотность газа в обресе сопла</u> $\rho_{\text{с}} = \frac{p_{\text{н}}}{R_{\Gamma} T_{\text{с}}}, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	0	0.4264	0.3815	0.3404	0.3030	0.2689
		50	0.4264	0.3814	0.3403	0.3029	0.2688
		100	0.4264	0.3814	0.3404	0.3029	0.2688
		150	0.4265	0.3815	0.3404	0.3030	0.2689
		200	0.4267	0.3817	0.3406	0.3031	0.2691
		250	0.4270	0.3820	0.3409	0.3034	0.2693
24	<u>Скорость истечения газа из выходного сопла</u> $c_{\text{с}} = \frac{G_{\text{в}}(g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})}{\rho_{\text{с}} F_{\text{с}}}, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	0	177.9	184.0	190.6	197.7	205.2
		50	177.8	183.9	190.5	197.5	205.1
		100	177.8	184.0	190.5	197.6	205.1
		150	178.0	184.1	190.7	197.8	205.3
		200	178.3	184.5	191.1	198.1	205.7
		250	178.8	185.0	191.6	198.7	206.3
25	<u>Температура газа за турбиной</u> $T_{\Gamma}^* = T_{\text{с}}^* = T_{\text{с}} + \frac{c_{\text{с}}^2}{2 \frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}} R_{\Gamma}}$	0	839.8	832.5	825.2	817.7	810.3
		50	839.9	832.6	825.3	817.9	810.4
		100	839.9	832.6	825.3	817.9	810.4
		150	839.7	832.4	825.1	817.7	810.2
		200	939.4	832.1	824.7	817.3	809.9
		250	838.9	831.6	824.2	816.8	809.4
26	<u>Удельная работа расширения газа на валу силовой турбины</u> $L_{\text{тс}} = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} (T_{\text{уу}}^* - T_{\Gamma}^*)$ $\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0	337109	344775	352507	360295	368125
		50	336957	344625	352359	360150	367982
		100	337017	344685	352420	360210	368043
		150	337290	344956	352689	360477	368306
		200	337773	345436	353165	360948	368772
		250	338467	346124	353847	361623	369439

Продолжение табл.2.3

<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

27	<u>Мощность силовой турбины</u>	0	1959	1854	1752	1652	1556
	$N_e = G_B L_{TC} \cdot 10^{-3}, \text{кВт}$	50	1956	1851	1750	1650	1554
		100	1957	1852	1750	1651	1554
		150	1961	1856	1754	1654	1558
		200	1968	1863	1760	1660	1563
		250	1979	1873	1770	1669	1572
28	<u>Часовой расход топлива</u>	0	485.3	452.0	420.5	390.5	362.2
	$G_{TЧ} = 3600 g_T (1 - g_{охл} - g_{отб}) G_B, \text{кг/ч}$	50	484.8	451.6	420.1	390.2	361.8
		100	484.8	451.6	420.0	390.1	361.8
		150	485.2	451.9	420.4	390.5	362.1
		200	485.9	452.7	421.1	391.1	362.7
		250	487.2	453.8	422.2	392.1	363.7
29	<u>Удельный расход топлива</u>	0	0.2478	0.2438	0.2400	0.2363	0.2328
	$C_e = \frac{G_{TЧ}}{N_e}, \frac{\text{кг}}{\text{кВт}\cdot\text{ч}}$	50	0.2478	0.2439	0.2401	0.2364	0.2329
		100	0.2477	0.2438	0.2400	0.2363	0.2327
		150	0.2474	0.2435	0.2397	0.2360	0.2325
		200	0.2469	0.2430	0.2392	0.2356	0.2320
		250	0.2462	0.2423	0.2385	0.2349	0.2314
30	<u>Давление газа за силовой турбиной (10^5 Н/м^2)</u>	0	1.0855	0.9670	0.8596	0.7625	0.6750
	$p_T^* = p_y^* (1 - \frac{L_{TC}}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{yу}^* \eta_{TC}})^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}}$	50	1.0853	0.9669	0.8595	0.7624	0.6749
		100	1.0854	0.9669	0.8595	0.7625	0.6749
		150	1.0855	0.9671	0.8597	0.7626	0.6750
		200	1.0859	0.9674	0.8600	0.7629	0.6753
		250	1.0863	0.9679	0.8605	0.7634	0.6758
31	<u>Относительная плотность тока на выходе из силовой турбины</u>	0	0.5303	0.5485	0.5677	0.5880	0.6094
	$q(\lambda_T) = \frac{G_B (g_{\Gamma} + g_{охл}) \sqrt{T_T^*}}{0.0396 p_T^* F_T}$	50	0.5300	0.5482	0.5674	0.5876	0.6090
		100	0.5301	0.5483	0.5675	0.5877	0.6091
		150	0.5306	0.5488	0.5680	0.5883	0.6097
		200	0.5316	0.5498	0.5690	0.5893	0.6108
		250	0.5329	0.5512	0.5705	0.5909	0.6123
32	<u>Приведенная скорость на выходе из силовой турбины λ_T, из таблиц газодинамических функций в зависимости от $q(\lambda_T)$</u>	0	0.3523	0.3660	0.3806	0.3962	0.4132
	50	0.3521	0.3657	0.3802	0.3960	0.4128	
	100	0.3521	0.3657	0.3804	0.3960	0.4130	
	150	0.3525	0.3662	0.3807	0.3965	0.4133	
	200	0.3533	0.3669	0.3816	0.3973	0.4143	
	250	0.3542	0.3679	0.3827	0.3984	0.4155	
33	<u>Скорость газа на выходе из силовой турбины</u>	0	185.0	191.3	198.1	205.3	213.1
	$c_T = \lambda_T \sqrt{\frac{2 \kappa_{\Gamma} R_{\Gamma} T_T^*}{\kappa_{\Gamma} + 1}}, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	50	184.9	191.2	197.9	205.2	213.0
		100	184.9	191.2	198.0	205.2	213.0
		150	185.1	191.5	198.2	205.4	213.2
		200	185.5	191.8	198.6	205.8	213.7
		250	185.9	192.3	199.1	206.4	214.2

Продолжение табл.2.3

1	2	3	4	5	6	7	8
34	Относительная плотность тока на входе в компрессор $q(\lambda_B) = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{0.0404 p_B^* F_B}$	0	0.6479	0.6692	0.6920	0.7166	0.7430
		50	0.6476	0.6689	0.6917	0.7162	0.7426
		100	0.6467	0.6679	0.6906	0.7151	0.7414
		150	0.6452	0.6663	0.6889	0.7132	0.7394
		200	0.6431	0.6640	0.6865	0.7106	0.7366
		250	0.6404	0.6611	0.6834	0.7073	0.7330
35	Приведенная скорость на входе в компрессор λ_B из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_B)$	0	0.4470	0.4650	0.4849	0.5068	0.5314
		50	0.4468	0.4647	0.4845	0.5063	0.5310
		100	0.4460	0.4639	0.4836	0.5054	0.5298
		150	0.4448	0.4625	0.4821	0.5037	0.5278
		200	0.4430	0.4606	0.4800	0.5013	0.5253
		250	0.4408	0.4581	0.4773	0.4983	0.5220
36	Скорость воздушного потока на входе в компрессор $c_B = \lambda_B \sqrt{\frac{2\kappa R T_B^*}{\kappa+1}}, \frac{м}{с}$	0	138.9	142.8	147.2	152.0	157.4
		50	138.8	142.7	147.1	151.9	157.4
		100	138.6	142.5	146.9	151.7	157.1
		150	138.4	142.3	146.5	151.3	156.6
		200	138.0	141.8	146.1	150.8	156.1
		250	137.5	141.3	145.5	150.1	155.4
37	Относительная плотность тока на выходе из компрессора $q(\lambda_K) = \frac{G_B \sqrt{T_K^*}}{0.0404 p_K^* F_K}$	0	0.3480	0.3465	0.3449	0.3434	0.3419
		50	0.3481	0.3465	0.3450	0.3434	0.3419
		100	0.3481	0.3466	0.3450	0.3435	0.3419
		150	0.3482	0.3467	0.3452	0.3436	0.3421
		200	0.3484	0.3469	0.3453	0.3438	0.3422
		250	0.3486	0.3471	0.3455	0.3440	0.3424
38	Приведенная скорость на выходе из компрессора λ_K из таблиц газодинамических функций в зависимости от $q(\lambda_K)$	0	0.2253	0.2244	0.2233	0.2223	0.2212
		50	0.2253	0.2244	0.2233	0.2223	0.2212
		100	0.2255	0.2244	0.2234	0.2223	0.2212
		150	0.2255	0.2245	0.2234	0.2224	0.2213
		200	0.2256	0.2246	0.2235	0.2225	0.2214
		250	0.2257	0.2247	0.2236	0.2227	0.2216
39	Скорость воздуха на выходе из компрессора $c_K = \lambda_K \sqrt{\frac{2\kappa R T_K^*}{\kappa+1}}, \frac{м}{с}$	0	109.8	108.8	107.8	106.9	105.9
		50	109.8	108.8	107.9	106.9	105.9
		100	109.9	108.9	107.9	106.9	105.9
		150	109.9	109.0	108.0	107.0	106.0
		200	110.0	109.1	108.1	107.1	106.1
		250	110.1	109.2	108.2	107.3	106.3
40	Работа цикла вертолётного ГТД $L_{ц} = (1 - \eta_M) L_{TK} + L_{TC} + \frac{c_c^2 - V^2}{2}, \frac{Дж}{кг}$	0	355256	364040	373012	382179	391547
		50	354986	363771	372743	381910	391278
		100	354763	363548	372521	381688	391056
		150	354584	363370	372344	381512	390881
		200	354450	363238	372213	381382	390752
		250	354360	363149	372125	381296	390667
41	Внутренний (эффективный) КПД вертолётного двигателя $\eta_e = \frac{L_{ц} \eta_{KC}}{q_{KC}}$	0	0.323	0.329	0.335	0.341	0.347
		50	0.323	0.329	0.335	0.341	0.347
		100	0.323	0.329	0.335	0.341	0.347
		150	0.323	0.329	0.335	0.341	0.347
		200	0.323	0.329	0.335	0.341	0.347
		250	0.323	0.329	0.335	0.341	0.347

2.23. Расчёт статического потолка для вертолѐта.

Отформатировано

Если в формуле:

$$T = (N_e \xi_N \eta_0 \sqrt{2 \rho_H F_{HB} \chi})^{2/3}$$

принять, что на режиме взлѐта вертолѐта сохраняются постоянными параметры несущего винта $F_{HB} = const$, $\chi = const$, $\eta_0 = const$ и коэффициент передаваемой мощности $\xi_N = const$, то при постоянной взлѐтной массе вертолѐта ($T = const$) получаем связь между мощностью силовой турбины N_e и плотностью наружного воздуха ρ_H :

$$N_e \sqrt{\rho_H} = const_1.$$

Имея в виду уравнение состояния $\rho_H = \frac{p_H}{RT_H}$, находим значение $const_1$ на

$$\text{расчѐтном режиме } (H=0, V=0, \text{MCA}): const_1 = 1875 \sqrt{\frac{101325}{287 \cdot 288.15}} = 2075.$$

Из расчѐта лѐтных характеристик (см. табл. 3.7) получаем значение максимальной мощности силовой турбины в условиях взлѐта $N_{e \max} = 1959$ кВт. Подставляя это значение в написанную выше формулу получаем величину ρ_H :

$$\rho_H = \left(\frac{2075}{1959}\right)^2 = 1.1219 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

что даёт возможность определить высоту статического потолка вертолѐта из ГОСТ 4401-81 (Международная стандартная атмосфера) или из формулы:

$$\rho_H \approx \rho_0 \frac{20-H}{20+H}; 1.1219 \approx 1.225 \frac{20-H_{\text{стат.пот.}}}{20+H_{\text{стат.пот.}}}$$

$$H_{\text{стат.пот.}} = 0.895 \text{ км.}$$

Параметры рабочего процесса и показателей двигателя на $H_{\text{стат.пот.}}$:

$$\begin{aligned} \pi_{\kappa}^* &= 16.64; T_{\Gamma \max}^* = 1550 \text{ К}; T_H = 282.33 \text{ К}; p_H = 0.9091 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; T_H^* = 282.33 \text{ К}; \sigma_{\text{вх}} = 0.98; \\ p_H^* &= 0.9091 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; T_{\text{в}}^* = 282.3 \text{ К}; p_{\text{в}}^* = 0.8909 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; T_{\kappa}^* = 699.3 \text{ К}; L_{\kappa} = 418938 \text{ Дж/кг}; \\ p_{\kappa}^* &= 14.8249 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; c_{\text{п}} = 1.2799 \text{ кДж/(кг.К)}; q_{\text{кк}} = 1088.724 \text{ кДж/кг}; g_{\Gamma} = 0.02578; \\ R_{\Gamma} &= 287.62 \text{ Дж/(кг.К)}; p_{\Gamma}^* = 14.0836 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; L_{\text{тк}} = 449823 \text{ Дж/кг}; \pi_{\text{тк}}^* = 3.657; \\ T_{\text{в}}^* &= 1161.9 \text{ К}; c_{\text{пр}} = 1.2486 \text{ кДж/(кг.К)}; c_{\text{рв}} = 1.1098 \text{ кДж/(кг.К)}; c_{\text{рсм}} = 1.2400 \text{ кДж/(кг.К)}; \\ T_{\text{вв}}^* &= 1133.39 \text{ К}; p_{\text{в}}^* = 3.8511 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; T_{\text{с}} = 818.4 \text{ К}; \rho_{\text{с}} = 0.3862 \text{ кг/м}^3; c_{\text{с}} = 183.3 \text{ м/с}; \\ T_{\Gamma}^* &= 832.97 \text{ К}; L_{\text{тс}} = 348254 \text{ Дж/кг}; N_{\text{тс}} = 1959 \text{ кВт}; C_{\text{с}} = 0.2335 \text{ кг/(кВт.ч)}; \\ p_{\Gamma}^* &= 0.9789 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; L_{\text{ц}} = 367305 \text{ Дж/кг}; G_{\text{в}} = 5.40 \text{ кг/с}; \eta_{\text{с}} = 0.331. \end{aligned}$$

Отформатировано

2.24. Расчѐт высоты ограничения мощности вертолѐтного ГТД.

Задаѐтся следующее ограничение мощности: $N_{\text{огр}} = N_{\text{е расч}} = 1875$ кВт. Принимается максимальная скорость ограничения мощности $V_{\text{огр}} = 200$ км/ч. Далее строятся высотные характеристики вертолѐтного ГТД при $T_{\Gamma \max}^* = 1550$ К (рис.2.5).

Отформатировано

На рисунке проводится горизонтальная линия, соответствующая условию $N_{\text{огр}} = N_{\text{е расч}} = 1875$ кВт, до пересечения со значением мощности при $V_{\text{огр}} = 200$ км/ч. Таким образом, находится высота ограничения мощности: $H_{\text{огр}} = 1.05$ км.

Рис.2.5. К определению высоты ограничения мощности вертолётного ГТД

Параметры рабочего процесса и показателей вертолётного ГТД на режиме ограничения мощности;

Отформатировано

$\pi_k^* = 16.58; T_{г\max}^* = 1550 \text{ К}; T_{г} = 281.32 \text{ К}; p_{г} = 0.8920 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; T_{г}^* = 281.32 \text{ К};$
 $\sigma_{вх} = 0.9745; p_{г}^* = 0.8920 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; T_{в}^* = 281.32 \text{ К}; p_{в}^* = 0.8860 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; T_{к}^* = 699.9 \text{ К};$
 $L_{к} = 418938 \text{ Дж/кг}; p_{к}^* = 14.6899 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; c_{п} = 1.2800 \text{ кДж/(кг.К)}; q_{кс} = 1088.724 \text{ кДж/кг};$
 $g_{г} = 0.02576; R_{г} = 287.62 \text{ Дж/(кг.К)}; p_{г}^* = 13.9554 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; L_{тк} = 449829 \text{ Дж/кг}; \pi_{тк}^* = 3.657;$
 $T_{в}^* = 1161.9 \text{ К}; c_{рг} = 1.2486 \text{ кДж/(кг.К)}; c_{рв} = 1.1100 \text{ кДж/(кг.К)}; c_{рсм} = 1.2400 \text{ кДж/(кг.К)};$
 $T_{вв}^* = 1133.39 \text{ К}; p_{в}^* = 3.8161 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; T_{с} = 816.7 \text{ К}; \rho_{с} = 0.3797 \text{ кг/м}^3; c_{с} = 184.7 \text{ м/с};$
 $T_{г}^* = 831.4 \text{ К}; L_{тс} = 350068 \text{ Дж/кг}; N_{тс} = 1875 \text{ кВт}; C_{с} = 0.2417 \text{ кг/(кВт.ч)};$
 $p_{г}^* = 0.9618 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2; L_{п} = 367305 \text{ Дж/кг}; G_{в} = 5.40 \text{ кг/с}; \eta_{с} = 0.331.$

2.2.5. Определение максимальной скорости полёта вертолёта.

Для определения максимальной скорости полёта вертолёта на заданной высоте необходимо рассчитать потребляемую мощность $N_{потр}$, состоящую из следующих компонентов:

$$N_{потр} = N_{инд} + N_{проф} + N_{движ}$$

где $N_{\text{инд}}$ – индуктивная мощность, необходимая для создания подъёмной силы, равной силе тяжести вертолёта; $N_{\text{проф}}$ – профильная мощность, необходимая для преодоления профильного сопротивления лопастей несущего винта; $N_{\text{движ}}$ – мощность движения, необходимая для преодоления лобового сопротивления несущих частей вертолёта в поступательном полёте.

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Индуктивная мощность определяется средней индуктивной скоростью $v_{\text{инд}}$ создаваемой несущим винтом и корпусом при уравнивании силы тяжести $G_0 = m_0 g$ вертолёта, то есть $N_{\text{инд}} = m_0 g v_{\text{инд}}$.

Отформатировано

Для режима горизонтального полета, когда $V \gg v_{\text{инд}}$ рекомендуют использовать следующую формулу:

$$N_{\text{потр}} = \frac{G_0^2}{2\rho_n F_{\text{НВ}} V}$$

Профильная мощность определяется той частью крутящего момента $M_{\text{к}}$ которая создаётся только силами лобового сопротивления лопастей с учётом влияния сжимаемости воздуха ($M_{\text{проф}} = M_{\text{к}} - M_{\text{инд}}$, где

Отформатировано

$M_{\text{инд}} = \frac{N_{\text{инд}}}{\omega_{\text{НВ}}}$; $\omega_{\text{НВ}} = \frac{\pi n_{\text{НВ}}}{30}$ – угловая скорость вращения НВ), при этом

$$N_{\text{проф}} = M_{\text{проф}} \omega_{\text{НВ}}$$

Отформатировано

Крутящий момент несущего винта определяется формулой:

$$M_{\text{к}} = r_Q \sum_{i=1}^{k_{\text{л}}} Q_{\text{л}i},$$

где r_Q – расстояние от центра втулки НВ до точки приложения равнодействующей аэродинамической силы лопасти, принимается $r_Q = 0.7 R_{\text{НВ}}$;

$R_{\text{НВ}} = \frac{D_{\text{НВ}}}{2}$ – расстояние от центра втулки НВ до периферии лопасти;

Отформатировано

$Q_{\text{л}i}$ – сопротивление вращению i – ой лопасти НВ; $k_{\text{л}}$ – количество лопастей НВ.

Сопротивление вращению лопасти на расстоянии r_Q находится по формуле:

$$Q_{\text{л}} = \frac{1}{2} \rho_n b_{\text{НВ}} U_x (c_x U_x - c_y U_y) r_Q,$$

Отформатировано

где $b_{\text{НВ}}$ – хорда лопасти в данном сечении принимается равной $b_{\text{НВ}} = \frac{D_{\text{НВ}}}{36 \dots 50}$;

Отформатировано

U_x – горизонтальная нормальная составляющая скорости обтекания сечения лопасти, направлена перпендикулярно к оси лопасти и расположена в плоскости, параллельной плоскости её вращения (рис.2.6). В общем случае величина U_x равна сумме окружной скорости сечения $\omega_{\text{НВ}} r_Q$ и проекции скорости полёта вертолёта $V \cos \alpha_{\text{НВ}} \sin \psi_{\text{л}}$ (см. рис.2.6а): $U_x = \omega_{\text{НВ}} r_Q + V \cos \alpha_{\text{НВ}} \sin \psi_{\text{л}}$

Угол атаки $\alpha_{\text{НВ}}$ измеряется между вектором скорости набегающего воздушного потока и конструктивной плоскостью вращения НВ. Величина $\alpha_{\text{НВ}}$ считается положительной, если воздушный поток набегаёт на НВ снизу. Если воздушный поток набегаёт на НВ сверху – угол атаки $\alpha_{\text{НВ}}$ отрицательный.

Отформатировано

Рис.2.6. Основные кинематические параметры движения лопасти несущего винта и элементарные аэродинамические силы:

$U_x = \omega r + V \cos \alpha_{нв} \sin \psi_{л}$ - горизонтальная составляющая скорости обтекания профиля лопасти; U_y - вертикальная составляющая скорости обтекания профиля лопасти;

Отформатировано
Отформатировано

$U_z = V \cos \alpha_{нв} \cos \psi_{л}$ - горизонтальная тангенциальная составляющая скорости обтекания лопасти; $\psi_{л}$ - азимутальный угол между продольной осью лопасти и проекцией вектора скорости полёта на плоскость вращения несущего винта; $\alpha_{нв}$ - угол атаки между вектором скорости полёта и конструктивной плоскостью вращения несущего винта; $\beta_{л}$ - угол взмаха между конструктивной плоскостью вращения несущего винта и продольной осью лопасти; α - угол атаки в сечении лопасти; dY - элементарная подъёмная сила; dX - элементарная сила лобового сопротивления; $dT = dY \cos \Phi + dX \sin \Phi$ - элементарная тяга в сечении лопасти; $dQ = dX \cos \Phi - dY \sin \Phi$ - сила сопротивления вращению лопасти

Отформатировано
Отформатировано

Отформатировано

$\psi_{\text{л}}$ – азимутальный угол. В расчётах принимается для наступающей лопасти, то есть $\psi_{\text{л}}=90^\circ$.

U_y – вертикальная составляющая скорости обтекания лопасти направлена перпендикулярно к оси лопасти и расположена в плоскости её взмаха (см. рис.2.6).

Величина U_y включает:

проекцию скорости полёта вертолётa $V \sin \alpha_{\text{НВ}}$ и индуктивной скорости $v_{\text{инд}}$, определяющих скорость протекания воздушного потока через винта $V \sin \alpha_{\text{НВ}} - v_{\text{инд}}$;

окружную скорость махового движения $rQ \frac{d\beta_{\text{л}}}{d\tau}$, где $\beta_{\text{л}}$ – угол взмаха (рис.2.7), определяет угловое перемещение лопасти в горизонтальном шарнире относительно конструктивной плоскости вращения и считается положительным при отклонении

Рис.2.7. Зависимость угла и угловой скорости взмаха от азимутального положения лопасти

лопасти вверх от этой плоскости и отрицательным при отклонении лопасти вниз.

Для наступающей лопасти при азимутальном угле $\psi_{\text{л}}=90^\circ$ принимаем $\beta_{\text{л}}=4.7^\circ$.

$\frac{d\beta_{\text{л}}}{d\tau}$ – угловая скорость взмаха, при $\psi_{\text{л}}=90^\circ$ принимаем $\frac{d\beta_{\text{л}}}{d\tau} = 53.3 \frac{\text{град}}{\text{с}}$.

проекцию составляющей скорости полёта вертолётa $V \cos \alpha_{\text{НВ}}$ на плоскость, перпендикулярную оси машущей лопасти $V \cos \alpha_{\text{НВ}} \cos \psi_{\text{л}} \text{tg } \beta_{\text{л}}$.

Таким образом

$$U_y = V \sin \alpha_{\text{НВ}} - v_{\text{инд}} - rQ \frac{d\beta_{\text{л}}}{d\tau} - V \cos \alpha_{\text{НВ}} \cos \psi_{\text{л}} \text{tg } \beta_{\text{л}}$$

Горизонтальная тангенциальная составляющая скорости обтекания сечения лопасти $U_z = V \cos \alpha_{\text{НВ}} \cos \psi_{\text{л}}$ направлена вдоль лопасти и в обычных полётных условиях слабо влияет на её аэродинамику в дальнейшем не учитывается.

Отформатировано

Отформатировано

c_x – коэффициент сопротивления сечения лопасти находится по формуле:

$$c_x = 0.0007\alpha^2 - 0.0043\alpha + 0.0135$$

где α - угол атаки в сечении лопасти (см. рис.2.6)

$\alpha = \varphi_{уст} + \arctg \frac{U_y}{U_x}$; $\varphi_{уст} \approx \varphi_{общ}$ (принимается, что угол установки лопасти равен углу общего шага всей лопасти).

Отформатировано

c_y – коэффициент подъёмной силы в данном сечении лопасти находится по формуле:

$$c_y = -460c_x^2 + 48.4c_x - 0.202$$

Отформатировано

Таким образом крутящий момент сопротивления вращению лопасти зависит в основном от углов общего шага $\varphi_{общ}$ и атаки $\alpha_{нв}$ несущего винта, скорости полёта вертолёта. Значение M_k пропорционально плотности воздуха ρ_n и квадрату частоты вращения НВ $n_{нв}^2$. При постоянном значении скорости полёта увеличение общего шага вызывает рост крутящего момента во всём эксплуатационном диапазоне углов атаки НВ, тогда как увеличение углов атаки приводит, наоборот, к резкому уменьшению крутящего момента во всём диапазоне углов общего шага НВ. Физически это объясняется тем, что при увеличении угла установки лопастей непосредственно увеличивается сопротивление вращению НВ, а при увеличении угла атаки винт всё в большей мере получает энергию от набегающего снизу встречного воздушного потока, так что при достаточно больших значениях $\alpha_{нв}$ он вообще может перейти на режим самовращения, когда $M_k=0$, и даже на режим ветряка, когда $M_k<0$. Поэтому увеличение скорости при нулевых и положительных углах $\alpha_{нв}$ также существенно уменьшает M_k , а при $\alpha_{нв}<0$ влияет на M_k слабо. Уменьшение крутящего момента наблюдается и при больших отрицательных углах атаки НВ.

Отформатировано

Имея ввиду эксплуатационный диапазон углов общего шага НВ $\varphi_{общ} \approx 1 \dots 14^\circ$ и полёт вертолёта при средних значениях угла атаки НВ $\alpha_{нв} \approx 2 \dots 4^\circ$ производим расчёты крутящего момента M_k .

Отформатировано

Мощность движения $N_{движ}$ определяется как произведение силы лобового сопротивления корпуса $X_{корп}$ на скорость полёта вертолёта

$$N_{движ} = X_{корп} V$$

Отформатировано

и представляет собой секундную работу по перемещению вертолёта на расстояние V под действием силы, равной силе лобового сопротивления X_k . Величина X_k находится по формуле:

$$X_{корп} = \frac{1}{2} c_{x\Sigma} \rho_n V^2 F_{нв}$$

Отформатировано

где $c_{x\Sigma}$ - коэффициент лобового сопротивления корпуса (втулка винта, шасси, фюзеляж и другие несущие элементы) (рис.2.8). В расчётах принимаем нулевой угол атаки фюзеляжа, то есть $\varphi_{ф}=0$.

При выполнении расчётов принимаются следующие основные данные несущего винта вертолёта:

1. Относительная толщина профиля лопастей НВ $\bar{c} = \frac{c_{max}}{b} \cdot 100\%$; $\bar{c} = 8...20\%$.

2. Вогнутость (стрела прогиба) лопасти $\bar{f} = \frac{f_{max}}{b} \cdot 100\%$; $\bar{f} = 3...5\%$.

3. Количество лопастей 3...8 шт.

4. Удлинение лопасти $\frac{R_{НВ}}{b} = 18...25$.

5. Допускаемое число Маха по окружной скорости по концам лопастей

$$M_0 = \frac{U_{НВ}}{\sqrt{kRT_H}} = \frac{2\pi n_{НВ}}{60\sqrt{kRT_H}} = 0.5...0.7.$$

6. Окружная скорость вращения концов лопастей НВ $U_{НВ} = 180...220$ м/с.

7. Диаметр несущего винта (таблица 2.4): $D_{НВ} = 15...25$ м.

Рис.2.8. Зависимость коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки фюзеляжа:

1 – втулка НВ; 2 – шасси; 3 – несущие элементы; 4 - фюзеляж

Отформатировано

Таблица 2.4

Выбор диаметра несущего винта вертолёта

1. На режиме висения с использованием формулы:

Отформатировано

$$G_o = (N_e \xi N \eta_o \sqrt{2 \rho_H F_{HB} \chi})^{2/3} = (N_e \cdot 10^3 \cdot 0.82 \cdot 0.65 \sqrt{2 \frac{101325}{287 \cdot 288.15} \cdot \frac{3.14 D_{HB}^2}{4} \cdot 0.95})^{2/3} =$$

$$= 82.839 (N_e D_{HB})^{2/3}, H$$

Мощность силовой установки вертолета N_e в кВт, диаметр несущего винта D_{HB} в метрах, взлётный вес вертолёта G_o в ньютонах,

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

Отформатировано

$D_{HB}=15$ м	N_e , кВт	500	1000	1500	2000	2500
	G_o , Н	31740	50384	66022	79980	92808
	N_e , кВт	3000	3500	4000	4500	5000
	G_o , Н	104803	116147	126960	137331	147324
$D_{HB}=20$ м	N_e , кВт	500	1000	1500	2000	2500
	G_o , Н	38450	61036	79980	96889	112429
	N_e , кВт	3000	3500	4000	4500	5000
	G_o , Н	126960	140702	153801	166365	178471
$D_{HB}=25$ м	N_e , кВт	500	1000	1500	2000	2500
	G_o , Н	44618	70826	92808	112429	130463
	N_e , кВт	3000	3500	4000	4500	5000
	G_o , Н	147324	163270	178471	193050	207097

2. Обработка статистической информации в работе [5].

$$G_o = 8.9 \cdot 10^{-5} N_e^2 + 31.518 N_e + 5037;$$

$$D_{HB} = -1.8 \cdot 10^{-7} N_e^2 + 3.355 \cdot 10^{-3} N_e + 8.192$$

Отформатировано

N_e , кВт	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000
G_o , Н	20818	36644	52514	68429	84388	100393	116440	132533	148670	164852
D_{HB} , м	9.824	11.367	12.819	14.192	15.454	18.314	17.729	18.732	19.644	30.291

Отформатировано

Находим силу тяги несущего винта в условиях взлёта при стандартных атмосферных условиях ($p_H=101325$ Па, $T_H=288.15$ К):

$$T = (N_e \xi N \eta_o \sqrt{2 \rho_H F_{HB} \chi})^{2/3} = (1875 \cdot 10^3 \cdot 0.82 \cdot 0.65 \sqrt{2 \frac{101325}{287 \cdot 288.15} \cdot 314 \cdot 0.95})^{2/3} =$$

$$= 142935 H,$$

где $F_{HB} = \frac{\pi D_{HB}^2}{4} = \frac{3.14 \cdot 20 \cdot 20}{4} = 314 \text{ м}^2$ - ометаемая площадь несущего винта;

$D_{HB}=20$ м - диаметр несущего винта, находится по значению $N_e=1875$ кВт из таблицы 2.4.

$\xi_N=0.82$ – коэффициент использования мощности силовой турбины на режиме висения; $\xi_N=0.86$ – то же в горизонтальном полёте; $\eta_o=0.65$ – коэффициент полезного действия несущего винта на режиме висения; ρ_n – плотность наружного воздуха находится из уравнения состояния для идеального газа; $\chi=0.95$ – коэффициент использования ометаемой площади несущего винта.

Отформатировано

Таким образом, взлётная масса вертолётa равна:

$$m_o = \frac{T}{g} = \frac{142935}{9.81} = 14570 \text{ кг}$$

Принимаем окружную скорость концов лопастей несущего винта $U_{\text{нв}}=200 \text{ м/с}$.

Угловая скорость вращения винта равна $\omega_{\text{нв}} = \frac{2U_{\text{нв}}}{D_{\text{нв}}} = \frac{2 \cdot 200}{20} = 20 \text{ рад/с}$. Крутящий

момент несущего винта на режиме висения равен:

$$M_{\text{ко}} = \frac{N_e \xi_N}{\omega_{\text{нв}}} = \frac{1875 \cdot 10^3 \cdot 0.82}{20} = 76875 \text{ Нм}$$

Угол установки лопасти несущего винта $\varphi_{\text{он}}=8^\circ$, угол атаки несущего винта $\alpha_{\text{нв}}=2^\circ$.

Отформатировано

Порядок и результаты расчёта потребной мощности вертолётa приведены в таблице 2.5. Величина располагаемой мощности двигателя $N_e=N_{\text{тс}}$ определалась по алгоритму, представленному в таблице 2.3.

Таблица 2.5

Определение максимальной скорости полёта вертолётa

№ п/п	Наименование параметра, расчётная формула	V, км/ч	Высота полёта, км				
			0.5	1.0	2	4	5
1	2	3	4	5	6	7	8
1	Индуктивная мощность $N_{\text{инд}} = \frac{T^2}{2 \frac{\rho_n}{RT_n} F_{\text{нв}} V}, \text{ кВт}$	100	1004	1055	1167	1438	1603
		150	669	703	778	959	1069
		200	502	527	583	719	802
		250	402	422	467	575	641
		300	335	352	389	479	534
		350	287	301	333	411	458
2	Индуктивный момент $M_{\text{инд}} = \frac{N_{\text{инд}}}{\omega_{\text{нв}}} \cdot 10^3, \text{ Нм}$	100	50195	52746	58345	71916	80156
		150	33463	35164	38897	47944	53437
		200	25097	26383	29173	35958	40078
		250	20078	21098	23338	28766	32062
		300	16732	17582	19448	23972	26719
		350	14341	15070	16670	20547	22902
3	Индуктивная скорость $v_{\text{инд}} = \frac{N_{\text{инд}}}{G_o}, \text{ м/с}$	100	7.0	7.4	8.2	10.1	11.2
		150	4.7	4.9	5.4	6.7	7.5
		200	3.5	3.7	4.1	5.0	5.6
		250	2.8	3.0	3.3	4.0	4.5
		300	2.3	2.5	2.7	3.4	3.7
		350	2.0	2.1	2.3	2.9	3.2

Продолжение табл.2.5

1	2	3	4	5	6	7	8
4	Горизонтальная нормальная составляющая скорости обтекания лопасти $U_x = \omega_{\text{НВ}} r Q + V \cos \alpha_{\text{НВ}} \sin \psi_L, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	100	168	168	168	168	168
		150	182	182	182	182	182
		200	196	196	196	196	196
		250	209	209	209	209	209
		300	223	223	223	223	223
5	Вертикальная составляющая скорости обтекания лопасти $U_y = V \sin \alpha_{\text{НВ}} - v_{\text{инд}} - r Q \frac{d\beta_L}{dt} - V \cos \alpha_{\text{НВ}} \cos \psi_L \beta_L, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	100	-12.6	-12.9	-13.7	-15.6	-16.8
		150	-9.7	-10.0	-10.5	-11.8	-12.5
		200	-8.1	-8.3	-8.7	-9.6	-10.2
		250	-6.9	-7.0	-7.4	-8.1	-8.6
		300	-5.9	-6.1	-6.3	-7.0	-7.3
6	Угол атаки в сечении лопасти $\alpha = \varphi_{\text{Ош}} + \arctg \frac{U_y}{U_x}, \text{град}$	100	7.9	3.6	3.3	2.7	2.3
		150	7.9	4.9	4.7	4.3	4.1
		200	8.0	5.6	5.5	5.2	5.0
		250	8.0	6.1	6.0	5.8	5.7
		300	8.0	6.4	6.4	6.2	6.1
7	Коэффициент лобового сопротивления профиля лопасти несущего винта $c_x = c_x(\alpha)$	100	0.023	0.007	0.007	0.007	0.007
		150	0.024	0.009	0.009	0.008	0.018
		200	0.024	0.011	0.011	0.010	0.010
		250	0.024	0.013	0.013	0.012	0.012
		300	0.024	0.015	0.015	0.014	0.013
8	Коэффициент подъёмной силы профиля лопасти несущего винта $c_y = c_y(c_x)$	100	0.678	0.117	0.11	0.114	0.127
		150	0.681	0.201	0.185	0.153	0.137
		200	0.684	0.286	0.271	0.237	0.218
		250	0.685	0.356	0.343	0.313	0.296
		300	0.686	0.415	0.404	0.378	0.363
9	Сила сопротивления вращению лопасти несущего винта $Q_L = \frac{1}{2} \frac{P_H}{RT_H} b_{\text{НВ}} U_x (c_x U_x - c_y U_y) r Q, \text{Н}$	100	4259	882	793	705	720
		150	4046	1291	1125	838	719
		200	4050	1735	1536	1179	1020
		250	4140	2145	1918	1510	1327
		300	4275	2530	2275	1818	1613
10	Момент сопротивления вращению лопасти (крутящий момент несущего винта) $M_K = k_L Q_L r Q, \text{Нм}$	100	149096	30882	27759	24702	25226
		150	141631	45203	39400	29353	25179
		200	141749	60738	53768	41275	35724
		250	144923	75092	67143	52850	46447
		300	149629	88563	79644	63633	56467
350	155212	101467	91557	73807	65883		

Продолжение табл.2.5

1	2	3	4	5	6	7	8
<u>11</u>	<u>Профильная мощность</u>	<u>100</u>	<u>1978</u>	<u>0</u>	<u>0</u>	<u>0</u>	<u>0</u>
	$N_{\text{проф}} = (M_{\text{к}} - M_{\text{инд}}) \omega_{\text{нв}} \cdot 10^{-3}, \text{кВт}$	<u>150</u>	<u>2163</u>	<u>201</u>	<u>10</u>	<u>0</u>	<u>0</u>
		<u>200</u>	<u>2333</u>	<u>687</u>	<u>492</u>	<u>106</u>	<u>0</u>
		<u>250</u>	<u>2497</u>	<u>1080</u>	<u>876</u>	<u>482</u>	<u>288</u>
		<u>300</u>	<u>2658</u>	<u>1420</u>	<u>1204</u>	<u>793</u>	<u>595</u>
		<u>350</u>	<u>2817</u>	<u>1728</u>	<u>1498</u>	<u>1065</u>	<u>860</u>
<u>12</u>	<u>Мощность движения</u>	<u>100</u>	<u>39</u>	<u>37</u>	<u>34</u>	<u>27</u>	<u>25</u>
	$N_{\text{движ}} = \frac{1}{2} c_{\text{хк}} \frac{P_{\text{н}}}{RT_{\text{н}}} \cdot V^3 F_{\text{нв}} \cdot 10^{-3}, \text{кВт}$	<u>150</u>	<u>132</u>	<u>126</u>	<u>114</u>	<u>92</u>	<u>83</u>
		<u>200</u>	<u>314</u>	<u>299</u>	<u>270</u>	<u>219</u>	<u>197</u>
		<u>250</u>	<u>613</u>	<u>584</u>	<u>528</u>	<u>428</u>	<u>384</u>
		<u>300</u>	<u>1060</u>	<u>1009</u>	<u>912</u>	<u>740</u>	<u>664</u>
		<u>350</u>	<u>1683</u>	<u>1602</u>	<u>1448</u>	<u>1175</u>	<u>1054</u>
<u>13</u>	<u>Потребная мощность для вращения несущего винта</u>	<u>100</u>	<u>3021</u>	<u>1092</u>	<u>1201</u>	<u>1466</u>	<u>1628</u>
	$N_{\text{потр}} = N_{\text{инд}} + N_{\text{проф}} + N_{\text{движ}}, \text{кВт}$	<u>150</u>	<u>2965</u>	<u>1030</u>	<u>902</u>	<u>1051</u>	<u>1152</u>
		<u>200</u>	<u>3149</u>	<u>1514</u>	<u>1346</u>	<u>1045</u>	<u>998</u>
		<u>250</u>	<u>3512</u>	<u>2086</u>	<u>1871</u>	<u>1485</u>	<u>1313</u>
		<u>300</u>	<u>4053</u>	<u>2780</u>	<u>2505</u>	<u>2012</u>	<u>1793</u>
		<u>350</u>	<u>4787</u>	<u>3631</u>	<u>3279</u>	<u>2651</u>	<u>2372</u>
<u>14</u>	<u>Потребная мощность для вращения несущего винта на один двигатель</u>	<u>100</u>	<u>1511</u>	<u>546</u>	<u>600</u>	<u>733</u>	<u>814</u>
	$N_{\text{потр дв}} = \frac{1}{2} N_{\text{потр}}, \text{кВт}$	<u>150</u>	<u>1483</u>	<u>515</u>	<u>451</u>	<u>526</u>	<u>576</u>
		<u>200</u>	<u>1575</u>	<u>757</u>	<u>673</u>	<u>522</u>	<u>499</u>
		<u>250</u>	<u>1756</u>	<u>1043</u>	<u>935</u>	<u>743</u>	<u>657</u>
		<u>300</u>	<u>2026</u>	<u>1390</u>	<u>1252</u>	<u>1006</u>	<u>897</u>
		<u>350</u>	<u>2394</u>	<u>1816</u>	<u>1640</u>	<u>1325</u>	<u>1186</u>
<u>15</u>	<u>Располагаемая мощность одного двигателя для вращения несущего винта</u>	<u>100</u>	<u>1638</u>	<u>1593</u>	<u>1505</u>	<u>1337</u>	<u>1256</u>
	$N_{\text{расп дв}} = N_{\text{тс}} \xi N, \text{кВт}$	<u>150</u>	<u>1641</u>	<u>1596</u>	<u>1508</u>	<u>1340</u>	<u>1259</u>
		<u>200</u>	<u>1647</u>	<u>1602</u>	<u>1514</u>	<u>1344</u>	<u>1264</u>
		<u>250</u>	<u>1656</u>	<u>1611</u>	<u>1522</u>	<u>1352</u>	<u>1270</u>
		<u>300</u>	<u>1668</u>	<u>1622</u>	<u>1533</u>	<u>1361</u>	<u>1279</u>
		<u>350</u>	<u>1682</u>	<u>1636</u>	<u>1546</u>	<u>1373</u>	<u>1290</u>

Для определения максимальной или минимальной путевой скорости вертолёта строятся графики потребной и располагаемой мощности в зависимости от скорости полёта (рис.2.9). Пересечение кривых означает равенство $N_{\text{потр}} = N_{\text{расп}}$, а значение скорости в этой точке даёт V_{max} .

Отформатировано

Рис.2.9. Определение максимальной скорости вертолѐта

2.3. Вспомогательный ГТД.

Отформатировано

Высотно-скоростными характеристиками вспомогательных ГТД (рис.2.10) называют зависимости эквивалентной мощности $N_{\text{эkv}}$ и удельного расхода $C_{\text{эkv}}$ от высоты и скорости полёта при принятом законе управления двигателя.

Отформатировано

Эквивалентная мощность ВГТД складывается из мощности, затраченной на сжатие отбираемого воздуха $N_{\text{отб}}$, и мощности, потребной для привода электрогенератора $N_{\text{пр ген}}$:

$$N_{\text{эkv}} = N_{\text{отб}} + N_{\text{пр ген}} = N_{\text{отб}} + \frac{N_{\text{ген}}}{\eta_{\text{ген}}\eta_{\text{ред}}},$$

Отформатировано

где $\eta_{\text{ред}}$ – коэффициент полезного действия редуктора – промежуточного элемента между валом турбокомпрессора и валом генератора; $\eta_{\text{ген}}$ – коэффициент полезного действия при преобразовании механической энергии в электрическую в генераторе; $N_{\text{ген}}$ – электрическая мощность на клеммах генератора.

Отформатировано

Имея в виду, что $N_{\text{отб}} = L_{\text{к}} G_{\text{отб}}$, где $L_{\text{к}}$ – удельная эффективная работа компрессора (механическая энергия, подводимая к валу ротора компрессора), а $G_{\text{отб}}$ – расход отбираемого воздуха, можно написать:

$$N_{\text{эkv}} = L_{\text{к}} G_{\text{отб}} + \frac{N_{\text{ген}}}{\eta_{\text{ген}}\eta_{\text{ред}}}$$

В связи с приводом электрогенератора переменного тока, требующего стабильной частоты вращения выводного вала ГТД, закон управления и программа регулирования двигателя представляется в виде: $n_{\text{физ}} = \text{const}$, $T_{\text{г}}^* = \text{var}$.

Для расчёта высотно-скоростных характеристик ВГТД задаются характеристики отдельных элементов двигателя:

а) входное устройство. Большинство современных ВГТД размещается обычно в хвостовой части фюзеляжа в специальном отсеке (см. рис.2.10), оборудованном окном и закрывающей створкой. Форма окна и створки бывают различной и такой, что динамическое давление (или скоростной напор), создаваемый при полёте ВС, используется не полностью. В результате повышение давления воздуха на входе в окно отсека находится по формуле:

$$\Delta p = \xi p_{\text{н}} \left[\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\text{н}}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right],$$

где $\xi = 0.25 \dots 0.75$ – коэффициент использования скоростного напора. Причём, чем плавнее обводы створки и окна, тем большие значения ξ рекомендуется принимать.

Поток воздуха, поступающий в отсек, отличается сложным характером течения. Это объясняется внезапным расширением на выходе из окна внутрь отсека, свободным объёмом внутри отсека причудливой формы (в зависимости от геометрии ВГТД и отсека), различием проходных сечений до входа в компрессор и другими причинами. Однако приближённо можно принять, что характер течения воздушного потока внутри отсека остаётся неизменным при различных H и V . Отсюда следует, что коэффициент восстановления полного давления внутри отсека не меняется по режимам полёта: $\sigma_{\text{вх}} = \text{const}$.

Рис.2.10. Схема вспомогательного ГТД:

1 – контур отсека фюзеляжа воздушного судна, в котором размещается ВГТД;
 2 – электрогенератор; 3 – редуктор; 4 – входной канал перед компрессором;
 5 – компрессор; 6 – камера сгорания; 7 – турбина; 8 – выходное сопло;
 9 – створка отсека; 10 – заслонка системы отбора воздуха; 11 – трубопровод для
 перепуска воздуха при запуске ВГТД (при закрытии заслонки); 12 – эжектор
 (противопожарная перегородка) для вентиляции отсека; 13 – трубопровод для
 отбираемого воздуха к потребителю; $G_{отб}$ – расход отбираемого воздуха;
 НП – направление полёта ВС.

Отформатировано

б) компрессор $L_{к ад}^* = const, \eta_{к}^* = const$; **в) камера сгорания** $\eta_{г} = const, \sigma_{к с} = const$;

Отформатировано

г) турбина $\frac{G_{г} \sqrt{T_{г}^*}}{P_{г}} = const, \eta_{т}^* = const$;

Отформатировано

д) выходное сопло $\varphi_{рс} = const$;

е) система отбора воздуха.

Для управления расходом отбираемого воздуха, а следовательно, и режимом работы ГТД, в системе отбора обычно устанавливают сопло Вентури, в наименьшем сечении которого режим течения не меняется ($\lambda_{кр} = const$). При постоянной площади данного сечения это условие соответствует неизменности параметра расхода отбираемого воздуха и коэффициента восстановления полного давления в системе отбора воздуха:

$\frac{G_{отб} \sqrt{T_{отб}^*}}{P_{отб}} = const; \sigma_{отб} = const$; **ж) электрогенератор** $\eta_{ген} = const, \eta_{ред} = const$.

Принимается также, что адиабатический КПД процесса расширения газа в турбине и выходном сопле остаётся неизменным по режимам полёта;

Отформатировано

$$\eta_{\text{ад т+рс}} = \frac{1 - \frac{T_c}{T_c^*}}{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{1 - \left(\frac{p_H}{p_{\Gamma}^*}\right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1}}}} = \text{const}$$

где T_c – действительная температура газа в выходном сечении сопла находится из уравнения сохранения энергии для данного сечения:

$$T_c = T_c^* - \frac{c_c^2}{2 \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}}$$

$c_c = 140 \dots 180$ м/с – скорость истечения газа из выходного сопла.

Исходными данными для расчёта высотно-скоростных характеристик ВГТД являются результаты газодинамического расчёта двигателя на $H=0$ и $V=0$ [1]: мощность электрической энергии $N_{\text{ген}}=45$ кВт; давление отбираемого воздуха $p_{\text{отб}}^*=4.7 \cdot 10^5$ Н/м²; температура газа перед турбиной $T_{\Gamma}^*=1050$ К; расход отбираемого воздуха $G_{\text{отб}}=1.35$ кг/с; прототип двигателя ВГТД ТА-6А.

Основные данные проектируемого двигателя:

а) входное устройство

$\sigma_{\text{вх}}=0.96$; $p_H=101325$ Н/м²; $T_H=288.15$ К; $p_H^*=101325$ Н/м²; $T_H^*=288.15$ К;

Отформатировано

Отформатировано

б) компрессор

$\pi_{\text{к}}^*=5.00$; $\eta_{\text{к}}^*=0.8$; $T_{\text{в}}^*=288.15$ К; $p_{\text{в}}^*=0.9727 \cdot 10^5$ Н/м²; $c_{\text{в}}=160$ м/с; $\lambda_{\text{в}}=0.5151$;
 $q(\lambda_{\text{в}})=0.7257$; $G_{\text{в}}=5.29$ кг/с; $F_{\text{в}}=0.03147$ м²; $L_{\text{к}}=211462$ Дж/кг; $N_{\text{к}}=1118$ кВт;
 $T_{\text{к}}^*=498.6$ К; $p_{\text{к}}^*=4.8705 \cdot 10^5$ Н/м²; $c_{\text{к}}=110$ м/с; $\lambda_{\text{к}}=0.2692$; $q(\lambda_{\text{к}})=0.4119$; $F_{\text{к}}=0.01456$ м²;

Отформатировано

Отформатировано

в) камера сгорания

$c_{\text{п}}=1.1599$ кДж/(кг·К); $q_{\text{КС}}=639.5$ кДж/кг; $g_{\text{т}}=0.01514$; $\alpha_{\text{с}}=4.41$; $R_{\text{т}}=287.3$ Дж/(кг·К);
 $\sigma_{\text{КС}}=0.95$; $p_{\text{т}}^*=4.6269 \cdot 10^5$ Н/м²; $G_{\text{т}}=203$ кг/ч;

г) турбина

$p_{\text{т}}=1.01325 \cdot 10^5$ Н/м²; $\eta_{\text{т}}=0.82$; $L_{\text{т}}=313086$ Дж/кг; $g_{\text{т}}=0.7153$; $G_{\text{т}}=3.78$ кг/с; $T_{\text{т}}^*=779.6$ К;
 $g_{\text{охл}}=0.04$; $\eta_{\text{м}}=0.985$; $\lambda_{\text{т}}=0.35$; $q(\lambda_{\text{т}})=0.5273$; $c_{\text{т}}=177$ м/с; $p_{\text{т}}^*=1.0873 \cdot 10^5$ Н/м²;
 $F_{\text{т}}=0.04911$ м²; $\eta_{\text{т}}^*=0.853$; $\eta_{\text{т+рс}}=0.8594$;

Отформатировано

Отформатировано

д) выходное сопло

$p_{\text{с}}=101325$ Н/м²; $c_{\text{с}}=173.5$ м/с; $T_{\text{с}}=766.7$ К; $\rho_{\text{с}}=0.46$ кг/м³; $F_{\text{с}}=0.05005$ м²; $D_{\text{с}}=0.252$ м;

Отформатировано

е) электрогенератор

$N_{\text{ген}}=45$ кВт; $\eta_{\text{ген}}=0.85$; $\eta_{\text{ред}}=0.97$;

Отформатировано

ж) система отбора и перепуска воздуха

$G_{\text{отб}}=1.35$ кг/с; $p_{\text{отб}}^*=4.7 \cdot 10^5$ Н/м²; $T_{\text{отб}}^*=498.6$ К; $g_{\text{отб}}=0.255$; $\sigma_{\text{отб}}=0.965$.

Отформатировано

з) общие показатели ВГТД

$N_{\text{эКВ}}=340$ кВт; $C_{\text{эКВ}}=0.597$ кг/(кВт·ч); $N_{\text{уд}}=64.3$ кВт/(кг/с);

Порядок и результаты расчёта высотно-скоростных характеристик ВГТД приведены в таблице 2.6.

Таблица 2.6

Удалено: 1

Высотно-скоростные характеристики ВГТД

Отформатировано

№ п/п	Наименование показателя, расчётная формула	$M_{в}$	Высота полёта, км			
			0	2	4	6
1	2	5	6	7	8	9
1	Температура наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $T_H = 288.15 - 6.5 \cdot H$	0.0	288.1	275.1	262.1	249.2
		0.10	288.1	275.1	262.1	249.2
		0.20	288.1	275.1	262.1	249.2
		0.40	288.1	275.1	262.1	249.2
		0.60	288.1	275.1	262.1	249.2
2	Давление наружного воздуха по ГОСТ 4401-81 $p_H = 1.01325 \cdot (1 - \frac{H}{44.368})^{5.2532} \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$	0.0	1.0132	0.7926	0.6126	0.4674
		0.10	1.0132	0.7926	0.6126	0.4674
		0.20	1.0132	0.7926	0.6126	0.4674
		0.40	1.0132	0.7926	0.6126	0.4674
		0.60	1.0132	0.7926	0.6126	0.4674
3	Температура торможения на входе в двигатель $T_H^* = T_H (1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2)$	0.0	288.1	275.1	262.1	249.2
		0.10	288.7	275.7	262.7	249.6
		0.20	290.5	277.4	264.2	251.1
		0.40	297.4	284.0	270.5	257.1
		0.60	308.9	295.0	281.0	267.1
4	Полное давление на входе в компрессор $p_B^* = \xi p_H [(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1] \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$ $\xi=0.5$	0.0	0.9727	0.7609	0.5881	0.4487
		0.10	0.9761	0.7635	0.5902	0.4503
		0.20	0.9865	0.7716	0.5964	0.4550
		0.40	1.0294	0.8052	0.6224	0.4748
		0.60	1.1067	0.8657	0.6691	0.5105
5	Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве $\sigma_{ВХ} = \frac{p_B^*}{p_H^*}$	0.0	0.9600	0.9600	0.9600	0.9600
		0.10	0.9567	0.9567	0.9567	0.9567
		0.20	0.9468	0.9468	0.9468	0.9468
		0.40	0.9099	0.9099	0.9099	0.9099
		0.60	0.8663	0.8663	0.8663	0.8663
6	Температура воздуха на входе в компрессор $T_B^* = T_H^*$	0.0	288.1	275.1	262.1	249.2
		0.10	288.7	275.7	262.7	249.6
		0.20	290.5	277.4	264.2	251.1
		0.40	297.4	284.0	270.5	257.1
		0.60	308.9	295.0	281.0	267.1
7	Степень повышения давления в компрессоре $\pi_K^* = (1 + \frac{L_K^* \text{ ад}}{c_{pB} T_B^*})^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$	0.0	5.01	5.32	5.68	6.09
		0.10	4.99	5.31	5.66	6.08
		0.20	4.86	5.26	5.62	6.03
		0.40	4.81	5.10	5.44	5.83
		0.60	4.59	4.86	5.17	5.54

Отформатировано

Продолжение табл.2.6

1	2	3	4	5	6	7
8	Температура воздуха за компрессором	0.0	498.7	485.7	472.7	459.7
	$T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{c_{pB}}$	0.10	499.2	486.2	473.2	460.2
		0.20	501.0	487.9	474.8	461.7
		0.40	507.9	494.5	481.1	467.6
		0.60	519.4	505.5	491.5	477.6
9	Температура отбираемого воздуха	0.0	498.7	485.7	472.7	459.7
	$T_{OTB}^* = T_K^*$	0.10	499.2	486.2	473.2	460.2
		0.20	501.0	487.9	474.8	461.7
		0.40	507.9	494.5	481.1	467.6
		0.60	519.4	505.5	491.5	477.6
10	Давление воздуха за компрессором	0.0	4.8705	4.0472	3.3394	2.7343
	$p_K^* = p_B^* \pi_K^* \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$	0.10	4.8750	4.0506	3.3420	2.7362
		0.20	4.8889	4.0613	3.3500	2.7421
		0.40	4.9509	4.1091	3.3862	2.7690
		0.60	5.0756	4.2066	3.4614	2.8259
11	Давление отбираемого воздуха	0.0	4.7000	3.9055	3.2225	2.6386
	$p_{OTB}^* = p_K^* \sigma_{OTB}^* \cdot 10^5, \frac{H}{M^2}$	0.10	4.7043	3.9089	3.2250	2.6405
		0.20	4.7178	3.9191	3.2327	2.6461
		0.40	4.7776	3.9653	3.2677	2.6721
		0.60	4.8979	4.0594	3.3402	2.7270
12	Расход отбираемого воздуха	0.0	1.350	1.137	0.951	0.789
	$G_{OTB} = \left(\frac{G_{OTB} \sqrt{T_{OTB}^*}}{p_{OTB}^*} \right)_{расч} \cdot \frac{p_{OTB}^*}{\sqrt{T_{OTB}^*}}, \frac{кг}{с}$	0.10	1.350	1.137	0.951	0.790
		0.20	1.352	1.138	0.952	0.790
		0.40	1.360	1.144	0.956	0.793
		0.60	1.378	1.158	0.966	0.800
13	Температура газа перед турбиной в первом приближении	0.0	1052.5	1040.8	1023.9	1009.8
	$T_\Gamma^* = T_\Gamma^*_{расч}$	0.10	1051.7	1040.3	1023.4	1009.3
		0.20	1050.0	1038.3	1021.2	1007.8
		0.40	1047.5	1029.1	1013.6	1000.7
		0.60	1029.0	1012.4	998.1	986.8
14	Средняя условная теплоёмкость в камере сгорания	0.0	1.1604	1.1567	1.1520	1.1479
	$c_{II} = 0.9 + 10^{-4} \cdot (2T_\Gamma^* + T_K^*), \frac{кДж}{кг \cdot K}$	0.10	1.1603	1.1567	1.1520	1.1479
		0.20	1.1601	1.1564	1.1517	1.1477
		0.40	1.1603	1.1553	1.1508	1.1469
		0.60	1.1577	1.1530	1.1488	1.1451
15	Удельное количество теплоты, подводимое к воздуху в камере сгорания	0.0	642.6	642.0	635.0	631.5
	$q_{КС} = c_{II} (T_\Gamma^* - T_K^*), \frac{кДж}{кг}$	0.10	641.0	640.8	633.7	630.3
		0.20	636.9	636.5	629.3	626.8
		0.40	626.0	617.6	612.8	611.3
		0.60	590.0	584.4	581.8	583.0

Продолжение табл.2.6

1	2	3	4	5	6	7
16	<p>Отношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания</p> $g_T = \frac{q_{кc}}{H_u \eta_{кc}}$	0.0	0.01521	0.01520	0.01503	0.01495
		0.10	0.01518	0.01517	0.01501	0.01492
		0.20	0.01508	0.01507	0.01490	0.01484
		0.40	0.01482	0.01462	0.01451	0.01447
		0.60	0.01397	0.01384	0.01378	0.01380
17	<p>Давление газа перед турбиной</p> $p_T^* = p_{кc}^* \sigma_{кc} \cdot 10^5, \frac{Н}{м^2}$	0.0	4.6269	3.8448	3.1724	2.5976
		0.10	4.6312	3.8481	3.1749	2.5994
		0.20	4.6445	3.8582	3.1825	2.6050
		0.40	4.7033	3.9037	3.2169	2.6306
		0.60	4.8218	3.9963	3.2883	2.6846
18	<p>Расход газа через турбину</p> $G_T = \left(\frac{G_T \sqrt{T_T^*}}{p_T^*} \right)_{расч} \cdot \frac{p_T^*}{\sqrt{T_T^*}}, \frac{кг}{с}$	0.0	3.78	3.16	2.63	2.16
		0.10	3.78	3.16	2.63	2.17
		0.20	3.80	3.17	2.64	2.17
		0.40	3.85	3.22	2.68	2.20
		0.60	3.98	3.33	2.76	2.26
19	<p>Расход воздуха через компрессор G_B из соотношения</p> $G_T = G_B (1 + g_T) \left(1 - \frac{G_{отб}}{G_B} - g_{охл} \right), \frac{кг}{с}$	0.0	5.28	4.42	3.68	3.04
		0.10	5.29	4.43	3.69	3.05
		0.20	5.30	4.44	3.70	3.05
		0.40	5.37	4.50	3.74	3.09
		0.60	5.53	4.62	3.84	3.16
20	<p>Относительный отбор воздуха</p> $g_{отб} = \frac{G_{отб}}{G_B}$	0.0	0.256	0.257	0.258	0.259
		0.10	0.256	0.257	0.258	0.259
		0.20	0.255	0.256	0.257	0.259
		0.40	0.253	0.254	0.255	0.257
		0.60	0.249	0.250	0.252	0.253
21	<p>Действительная температура газа в обресе выходного сопла</p> $T_c = T_T^* \left\{ 1 - \eta_{ад т+рс} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_T^*} \right)^{\frac{\kappa_T - 1}{\kappa_T}} \right] \right\}$	0.0	768.5	750.8	729.1	709.0
		0.10	767.8	750.3	728.6	708.6
		0.20	766.1	748.5	726.7	707.2
		0.40	762.3	740.1	719.7	700.9
		0.60	745.2	724.7	705.6	688.3
22	<p>Плотность газа в обресе сопла</p> $\rho_c = \frac{p_H}{R_T T_c}, \frac{кг}{м^3}$	0.0	0.4588	0.3673	0.2924	0.2294
		0.10	0.4592	0.3676	0.2926	0.2295
		0.20	0.4602	0.3685	0.2934	0.2300
		0.40	0.4625	0.3727	0.2962	0.2321
		0.60	0.4732	0.3806	0.3022	0.2363
23	<p>Скорость истечения газа из выходного сопла</p> $c_c = \frac{G_B (g_T + g_{охл})}{\rho_c F_c}, \frac{м}{с}$	0.0	173.7	181.3	189.5	199.2
		0.10	173.7	181.4	189.5	199.2
		0.20	174.0	181.6	189.7	199.4
		0.40	175.5	182.4	190.6	200.2
		0.60	177.4	184.3	192.4	202.0

Примечание: В пункте 13 приведены значения T_T^* второго приближения.

Отформатировано

Продолжение табл.2.6

1	2	3	4	5	6	7
24	Температура газа за турбиной	0.0	781.5	765.0	744.6	726.1
	$T_T^* = T_C^* = T_C + \frac{c_C^2}{2 \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma}}$	0.10	780.8	764.5	744.1	725.7
		0.20	779.2	762.7	742.3	724.4
		0.40	775.6	754.5	735.4	718.2
		0.60	758.8	739.4	721.6	706.0
25	Температура газа перед турбиной из уравнения баланса мощностей	0.0	1052.5	1040.8	1023.9	1009.8
	$T_T^* = T_T^* + \frac{L_K G_B + \frac{N_{\text{ген}}}{\eta_{\text{ген}} \eta_{\text{пред}}}}{G_{\Gamma} \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} \eta_M}$	0.10	1051.7	1040.3	1023.4	1009.3
		0.20	1050.0	1038.3	1021.2	1007.8
		0.40	1047.5	1029.1	1013.6	1000.7
		0.60	1029.0	1012.4	998.1	986.8
26	Удельная работа турбины	0.0	314873	318373	322392	327472
	$L_T = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} (T_T^* - T_T^*), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$	0.10	314788	318296	322311	327391
		0.20	314552	318041	322043	327142
		0.40	313769	316967	320994	326078
		0.60	311904	315093	319085	324145
27	Давление газа за турбиной	0.0	1.0810	0.8634	0.6754	0.5225
	$p_T^* = p_{\Gamma}^* (1 - \frac{L_T}{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_T^*})^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}} \cdot 10^5, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	0.10	1.0812	0.8638	0.6756	0.5226
		0.20	1.0825	0.8643	0.6756	0.5229
		0.40	1.0964	0.8657	0.6773	0.5240
		0.60	1.1006	0.8692	0.6799	0.5262
28	Эквивалентная мощность ВГТД	0.0	338	293	254	220
	$N_{\text{экв}} = L_K G_{\text{отб}} + \frac{N_{\text{ген}}}{\eta_{\text{ген}} \eta_{\text{пред}}}, \text{кВт}$	0.10	339	293	254	220
		0.20	339	294	254	220
		0.40	340	295	255	221
		0.60	344	298	257	222
29	Часовой расход топлива	0.0	204	170	140	115
	$G_T = 3600 g_T G_B (1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}}), \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	0.10	204	170	140	115
		0.20	203	169	139	114
		0.40	202	167	138	113
		0.60	197	163	135	111
30	Удельный расход топлива	0.0	0.602	0.580	0.551	0.522
	$C_{\text{экв}} = \frac{G_T}{N_{\text{экв}}}, \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$	0.10	0.601	0.579	0.551	0.522
		0.20	0.599	0.577	0.548	0.520
		0.40	0.594	0.567	0.540	0.513
		0.60	0.573	0.548	0.524	0.493
31	Удельная мощность ВГТД	0.0	64.07	66.32	68.93	72.23
	$N_{\text{уд}} = \frac{N_{\text{экв}}}{G_B}, \frac{\text{кВт} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$	0.10	64.02	66.28	68.88	72.18
		0.20	63.89	66.13	68.73	72.04
		0.40	63.44	65.51	68.13	71.44
		0.60	62.34	64.41	67.02	70.33

Продолжение табл.2.6

1	2	3	4	197	5	6	7
32	Относительная плотность тока на входе в компрессор $q(\lambda_B) = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{0.0404 p_B^* F_B}$	0.0	0.7250	0.7584	0.7979	0.8423	
		0.10	0.7240	0.7572	0.7966	0.8409	
		0.20	0.7207	0.7537	0.7928	0.8365	
		0.40	0.7072	0.7408	0.7781	0.8199	
		0.60	0.6902	0.7216	0.7565	0.7955	
33	Приведенная скорость на входе в компрессор λ_B из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_B)$	0.0	0.5144	0.5461	0.5862	0.6347	
		0.10	0.5135	0.5449	0.5847	0.6340	
		0.20	0.5105	0.5415	0.5808	0.6288	
		0.40	0.4983	0.5292	0.5657	0.6101	
		0.60	0.4832	0.5114	0.5443	0.5837	
34	Скорость воздушного потока на входе в компрессор $c_B = \lambda_B \sqrt{\frac{2\kappa R T_B^*}{\kappa+1}}, \frac{м}{с}$	0.0	159.8	165.8	173.7	183.6	
		0.10	159.7	165.6	173.4	183.3	
		0.20	159.2	165.0	172.8	182.3	
		0.40	157.2	163.2	170.3	179.0	
		0.60	155.4	160.7	167.0	174.6	
35	Относительная плотность тока на выходе из компрессора $q(\lambda_K) = \frac{G_B \sqrt{T_K^*}}{0.0404 p_K^* F_K}$	0.0	0.4116	0.4093	0.4077	0.4057	
		0.10	0.4119	0.4095	0.4080	0.4059	
		0.20	0.4127	0.4104	0.4088	0.4066	
		0.40	0.4152	0.4139	0.4120	0.4097	
		0.60	0.4217	0.4200	0.4179	0.4152	
36	Приведенная скорость на выходе из компрессора λ_K из таблиц газодинамических функций по значению $q(\lambda_K)$	0.0	0.2689	0.2673	0.2662	0.2649	
		0.10	0.2692	0.2676	0.2665	0.2650	
		0.20	0.2697	0.2681	0.2670	0.2655	
		0.40	0.2715	0.2705	0.2693	0.2676	
		0.60	0.2760	0.2748	0.2733	0.2715	
37	Скорость воздуха на выходе из компрессора $c_K = \lambda_K \sqrt{\frac{2\kappa R T_K^*}{\kappa+1}}, \frac{м}{с}$	0.0	109.9	107.8	105.9	103.9	
		0.10	110.0	108.0	106.1	104.0	
		0.20	110.4	108.3	106.4	104.4	
		0.40	112.0	110.1	108.1	105.9	
		0.60	115.1	113.0	110.9	108.6	
38	Относительная плотность тока на выходе из турбины $q(\lambda_T) = \frac{G_B (g_\Gamma + g_{охл}) \sqrt{T_T^*}}{0.0396 p_T^* F_T}$	0.0	0.5303	0.5490	0.5761	0.6064	
		0.10	0.5307	0.5492	0.5763	0.6067	
		0.20	0.5314	0.5502	0.5776	0.6074	
		0.40	0.5307	0.5551	0.5817	0.6115	
		0.60	0.5407	0.5648	0.5912	0.6204	
39	Приведенная скорость на выходе из турбины λ_T из таблиц газодинамических функций в зависимости от $q(\lambda_T)$	0.0	0.3523	0.3663	0.3870	0.4108	
		0.10	0.3525	0.3665	0.3872	0.4110	
		0.20	0.3530	0.3672	0.3882	0.4116	
		0.40	0.3525	0.3710	0.3914	0.4148	
		0.60	0.3601	0.3783	0.3988	0.4220	
40	Скорость газа на выходе из турбины $c_T = \lambda_T \sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma R_\Gamma T_T^*}{\kappa_\Gamma+1}}, \frac{м}{с}$	0.0	178.4	183.5	191.3	200.5	
		0.10	178.4	183.5	191.3	200.5	
		0.20	178.5	183.7	191.6	200.7	
		0.40	177.8	184.6	192.2	201.3	
		0.60	179.7	186.3	194.0	203.1	

Примечание: Газовая постоянная продуктов сгорания находится по формуле:

$$R_{\Gamma} = R_{\text{В}} \frac{1+1.0862g_{\Gamma}}{1+g_{\Gamma}}$$

По результатам расчётов вычерчиваются зависимости эквивалентной мощности $N_{\text{ЭКВ}}$ и удельного расхода топлива $C_{\text{ЭКВ}}$ ВГТД от скорости полёта при варьировании высоты (скоростные характеристики) и от высоты полёта при изменении скорости (высотные характеристики). Затем на эти характеристики наносятся эксплуатационные ограничения по устойчивой работе компрессора ($\pi_{\text{к max}}^*=(1.1\dots 1.15)\pi_{\text{к расч}}^*$), камеры сгорания ($p_{\text{к min}}^*=(0.7\dots 0.8)*10^5 \text{ Н/м}^2$). Далее осуществляется анализ протекания лётных характеристик ВГТД и производится оценка влияния на них различных факторов.

Список использованных источников.

1. Шулекин В.Т., Тихонов Н.Д. Методические указания по газодинамическому расчёту турбореактивных и турбовальных двигателей ВС ГА по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория АД» для студентов специальности 130300 всех форм обучения. М.:МГТУ ГА,1998. 64с.
2. Шулекин В.Т., Тихонов Н.Д. Пособие по расчёту высотно-скоростных характеристик двухконтурных турбореактивных двигателей по дисциплине «Теория авиационных двигателей» (курсовая работа, часть 2 для студентов специальности 130300 всех форм обучения). М.:МГТУ ГА,2002. 88с.
3. Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полёта вертолётов. Учебное пособие для вузов. М.:Транспорт,1988. 342с.
4. Акимов А.И., Берестов Л.М., Михеев Р.А. Лётные испытания вертолётов. М.:Машиностроение,1994. 408с.
5. Ружицкий Е.Н. Зарубежные вертолёты. М.:ООО «Издательство Астрель»,2002. 382с.
6. Поляков П.М. и др. Авиационные вспомогательные силовые установки. М.:Машиностроение,1978.

Отформатировано

Отформатировано

Удалено: ¶

МОСКОВСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ

ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кафедра
«Двигатели летательных
аппаратов»

Шулекин
В.Т., Тихонов Н.Д.

ПОСОБИЕ

по выполнению курсовой
работы, ч.2 «Расчёт
высотноскоростных
характеристик
газотурбинных двигателей
воздушных судов гражданской
авиации по дисциплине
«Термодинамика,
теплопередача и теория
двигателей»
для студентов
специальности 130300 всех
форм обучения

... [1]

Удалено: 1.

Удалено: Начальное значение
 $\pi_{кнд}$ рассчитывается по
формуле:

$$\pi_{кнд}^* = \left(1 + \frac{const_1}{T_H^*}\right)$$

(2.10)

где значение константы $const_1$
находится на расчётном
режиме.

2. Определяется
температура торможения за
компрессором НД.

$$T_X^* = T_H^* \frac{\kappa - 1}{\kappa \Pi_{о\ нд}}$$

(2.11)

3. Относительное изменение
приведенной частоты вращения ... [2]

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кафедра «Двигатели летательных аппаратов»

Шулекин В.Т., Тихонов Н.Д.

ПОСОБИЕ

по выполнению курсовой работы, ч.2 «Расчёт высотноскоростных характеристик газотурбинных двигателей воздушных судов гражданской авиации по дисциплине «Термодинамика, теплопередача и теория двигателей» для студентов специальности 130300 всех форм обучения

Москва – 2002

Содержание

Введение

Эксплуатационными характеристиками авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) называют зависимости тяги P (или мощности N) и удельного расхода топлива $C_{уд}$ (или C_e) от высоты H , скорости полёта V и от режима работы двигателя с учётом эксплуатационных ограничений. Отсюда изменение P (или N) и $C_{уд}$ (или C_e) от H называют высотными, от V – скоростными и от режима работы двигателя (или, что тоже самое от частоты вращения ротора ГТД n) – дроссельными характеристиками соответственно. **Характеристики P (или N) и $C_{уд}$ (или C_e) от H и V называют высотно-скоростными (ВСХ) или лётными.**

Тяга (или мощность) двигателя и его экономичность ($C_{уд}$ или C_e) при заданных условиях полёта (H и V) и при известных коэффициентах полезного действия (КПД) отдельных элементов ГТД определяются основными параметрами рабочего процесса:

- а) степенью повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* ;
- б) температурой газа перед турбиной T_{Γ}^* ;
- в) температурой газа в форсажной камере T_{Φ}^* (для форсированных ТРД и ТРДД), а также степенью двухконтурности m (для двухконтурных ТРД).

В ГТД величина π_k^* зависит в основном от частоты вращения ротора n . Поэтому n , T_{Γ}^* , T_{Φ}^* являются **регулируемыми параметрами**. Изменение названных параметров двигателя определённым образом на различных режимах работы ГТД составляет содержание закона управления (регулирования) и программы регулирования двигателя.

Например, при расчёте ВСХ (переменные H и V) и задании определённого положения рычага управления двигателем (РУД) изменение n , T_{Γ}^* , T_{Φ}^* свидетельствует о **законе управления** (регулирования) ГТД, а при расчёте дроссельных характеристик (неизменные H и V , переменные положения РУД) изменение упомянутых параметров составляет определённую **программу регулирования двигателя**.

Использование того или иного закона управления ГТД устанавливается условиями эксплуатации воздушного судна. Например, для получения максимальной тяги (или мощности), необходимой для взлёта ВС, рекомендуют следующий закон управления двигателя:

$$n = n_{max} = const; T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma max}^* = const; T_{\Phi}^* = T_{\Phi max}^* = const. \quad (1)$$

При наборе высоты полёта ВС согласно Руководству по лётной эксплуатации (РЛЭ) для двигателя рекомендуют следующий закон управления:

$$n = n_{ном} = const; T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma ном}^* = const; T_{\Phi}^* = T_{\Phi ном}^* = const. \quad (2)$$

На крейсерской скорости полёта (на эшелоне $H_{кр}$ и $V_{кр}$) управление ГТД осуществляется по закону, который обеспечивает такое сочетание параметров n , T_{Γ}^* ,

T_{ϕ}^* , чтобы достигнуть наилучшей экономичности ($C_{уд\ кр} = min$) (необходимой для максимальной продолжительности полёта).

Для реализации заданного закона управления необходимо иметь соответствующие средства воздействия на двигатель, называемые **регулирующими факторами**. Такими факторами могут быть:

а) в ТРД (или в ТРДД) расход топлива G_T ; площадь критического сечения реактивного сопла $F_{кр}$; минимальное сечение межлопаточных каналов первого соплового аппарата турбины («горло» двигателя) F_{ca1} ; угол поворота направляющих лопаток в компрессоре $\varphi_{на}$; угол поворота рабочих лопаток вентилятора $\varphi_{рл.в}$ и др.;

б) в ТРДФ (или в ТРДДФ) дополнительно ещё расход топлива в форсажной камере $G_{тф}$;

в) в ТВД дополнительно ещё угол установки лопастей воздушного винта $\varphi_{уст}$.

Причём для независимого изменения всех регулируемых параметров нужно иметь такое же количество регулирующих факторов. Распределение же регулирующих факторов между регулируемыми параметрами может быть различным.

В авиационных ГТД часто применяется следующая система воздействий:

$$G_T \Leftrightarrow n; \quad F_{кр} \Leftrightarrow T_{г}^*; \quad G_{тф} \Leftrightarrow T_{ф}^*; \quad \varphi_{уст} \Leftrightarrow n \quad (3)$$

Реализация закона управления (1) требует измерения $T_{г}^*$, что в ряде случаев представляет определённые трудности ввиду значительной неравномерности температурного поля в радиальном и окружном направлениях, отсутствии надёжной высокотемпературной измерительной аппаратуры и т.д. Кроме того, установка регулируемых выходного сопла и первого соплового аппарата турбины, позволяющих изменять $F_{кр}$ и F_{ca1} , в ряде случаев оказывается нецелесообразным ввиду сложности и громоздкости органов управления. Поэтому часто в целях упрощения системы автоматического управления (САУ) и, следовательно, повышения надёжной работы двигателя и обеспечения надлежащего уровня безопасности полётов ВС $F_{кр}$ и F_{ca1} сохраняют неизменными. При этом возможны следующие законы управления двигателем:

$$а) \quad n = n_{max} = const; \quad T_{г}^* = var; \quad (4а)$$

$$б) \quad T_{г}^* = T_{г\ max}^* = const; \quad n = var \quad (4б)$$

Как показывают теоретические расчёты, при определённых параметрах рабочего процесса и при дозвуковых скоростях полета ($M_n < 1$) при $F_{кр} = const$, $F_{ca1} = const$ сохраняются также постоянными удельная работа компрессора L_k и $T_{г}^*$. Например, такое изменение L_k и $T_{г}^*$ при законе управления (4а) характерно для одновального ТРД при $\pi_{к\ расч}^* = 6 \dots 8$ (расчётная степень повышения давления в компрессоре на $H=0$, $V=0$).

Если же ТРД применяется для обеспечения сверхзвуковых скоростей полета ($M_n > 1.3$), то использование закона управления (4а) нецелесообразно, так как при нерегулируемом выходном сопле ($F_{кр} = const$) происходит существенное снижение тяги из-за уменьшения $T_{г}^*$ или частоты вращения ротора n (при законе управления 4б).

При применении двухвальных ТРД улучшается работа турбокомпрессора на нерасчётных режимах за счёт расширения диапазона устойчивых режимов работы компрессора. Однако такая схема ГТД приводит к появлению ещё одного

регулируемого параметра $n_{нд}$ (или $n_{вд}$) – частоты вращения ротора низкого (или высокого) давления, то есть в двухвальных ТРД регулируемые параметрами являются $n_{нд}$, $n_{вд}$ и $T_{г}^*$. При неизменной проточной части турбокомпрессора ($F_{ca1} = const$, $F_{ca2} = const$) наличие одного регулирующего фактора приводит к следующим возможным законам управления:

$$а) T_{г}^* = const; n_{вд} = var; n_{нд} = var \quad (5а)$$

$$б) n_{вд} = const; T_{г}^* = var; n_{нд} = var \quad (5б)$$

$$в) n_{нд} = const; T_{г}^* = var; n_{вд} = var \quad (5в)$$

Целесообразность использования того или иного закона управления обуславливается целью или назначением летательного аппарата. Например, закон управления (5б) оказывается выгодным для ВС с околосзвуковыми скоростями полёта ($M_n = 0.9 \dots 0.95$).

Для сверхзвуковых скоростей полёта более целесообразным может оказаться закон управления (5в). В этом случае с ростом M_n увеличиваются $n_{вд}$ и $T_{г}^*$, что существенно повышает тягу двигателя. Однако при этом необходимо ограничивать $T_{г}^*$, чтобы предохранить лопатки первых ступеней турбины высокого давления от «перегрева», то есть перейти на закон управления (5а).

Таким образом, для больших сверхзвуковых скоростей полёта получается комбинированный закон управления (5в и 5а). Закон управления (5а) является промежуточным между законами (5в) и (5б) и часто называется «ограничением по предельной температуре газа».

В форсированных ТРД (ТРДФ) чаще применяется закон управления (1). Однако непосредственное поддержание постоянной $T_{ф}^*$ ещё более сложно, чем $T_{г}^*$. Поэтому у ТРДФ, имеющих на бесфорсажных режимах закон управления (4а), для режимов форсажа применяют:

$$\pi_{т}^* = const; F_{кр\phi} = const \quad (6)$$

где $F_{кр\phi} = F_{кр} \sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{г}^*}}$ - потребная площадь выходного сопла в критическом сечении

при включении форсажной камеры; $T_{г}^*$ - температура газа за турбиной. При этом величина $T_{ф}^*$ с достаточной степенью точности сохраняется постоянной.

Для небольших скоростей полёта ($M_n = 0.6 \dots 0.7$) применяют турбовинтовые двигатели (ТВД). Регулирующими факторами в ТВД обычно являются: $G_{т}$ – расход топлива и $\phi_{уст}$ – угол установки лопастей воздушного винта, а регулируемые параметрами n и $T_{г}^*$. На всех отечественных ТВД (НК-12, АИ-20, АИ-24 и др.), а также на большинстве зарубежных ТВД применяется закон управления:

$$n = const; T_{г}^* = var \quad (7)$$

а после, так называемой высоты $H_{огр}$ и скорости $V_{огр}$ ограничения винтовой мощности $n = const; T_{г}^* = T_{г\max}^* = const$ (8)

Постоянство частоты вращения ротора ТВД имеет следующие преимущества: упрощается система автоматического управления; обеспечивается приемлемая экономичность двигателя на дроссельных режимах; уменьшается опасность возникновения резонансных колебаний вала и лопаток; увеличивается запас устойчивости компрессора на пониженных режимах работы двигателя; улучшается приёмистость ГТД и др. К недостаткам этого закона управления следует отнести

требование большого диапазона изменения $\varphi_{уст}$ (сложная конструкция воздушного винта), а также то, что двигатель в течение большей части периода эксплуатации должен работать на максимальной частоте вращения ротора ГТД.

Большое распространение получили в гражданской авиации вспомогательные ГТД (ВГТД). Входящие в состав вспомогательных силовых установок (ВСУ), они на воздушных судах обеспечивают: запуск основных (маршевых) двигателей ВС; питание системы кондиционирования (СКВ) сжатым воздухом; питание бортовой сети ВС электроэнергией переменного и постоянного токов и др. В связи с приводом электрогенератора переменного тока и удовлетворения требований стабильности его выходных параметров независимо от внешних и внутренних воздействий в ВГТД применяется закон и программа регулирования:

$$n_{физ} = const; T_r^* = var \quad (9)$$

Основным двигателем в современных ВС ГА является двухконтурный ТРД (ТРДД). Существуют различные схемы ТРДД: двухвальные и трехвальные; с отдельным выпуском газа и воздуха из выходных сопел; со смешением газа и воздуха за турбиной и общим выходным соплом; с передним или задним расположением вентилятора ТРДД; с форсажной камерой в общем выходном сопле или в наружном контуре и др.

В качестве регулирующего фактора в ТРДД, как правило, выступает расход топлива G_T . Поэтому для ТРДД с нерегулируемой геометрией проточной части ($F_{cal} = const$, $F_{кр1} = const$, $F_{кр2} = const$) может быть использован один из вышеприведенных законов управления (5а, 5б, 5в). Выбор того или иного закона управления обосновывается также, как и для двухвального ТРД.

Для форсированных ТРДД (ТРДДФ) в принципе могут использоваться упомянутые законы управления для ТРД (6). В отличие от ТРДФ в ТРДДФ с нерегулируемым компрессором условие $T_{ф}^* = const$ соответствует в общем случае не постоянная, а переменная площадь критического сечения выходного сопла $F_{крф}$. Порядок её определения показан ниже в конкретном примере расчёта ВСХ ТРДДФ.

Обычно расчёт высотно-скоростных характеристик авиационных ГТД включает решение следующих задач:

1. Выбор и обоснование закона управления двигателя. В учебной практике для этих целей используется задание двигателя – прототипа, который устанавливается на конкретных воздушных судах.

2. Определение (или задание) характеристик отдельных элементов двигателя (входного устройства, компрессора, камеры сгорания, турбины, выходного сопла, камеры смешения, форсажной камеры, редуктора, генератора, воздушного винта и др.).

3. Газодинамический расчёт двигателя в условиях старта воздушного судна ($H=0$, $V=0$) на взлётном режиме работы ГТД.

4. Составление системы уравнений совместной работы элементов ГТД для нерасчётных режимов работы двигателя.

5. Расчёты ГТД на различных скоростях и высотах полёта с целью определения тяги (или мощности) и удельного расхода топлива.

6. Построение эксплуатационных ограничений.

1. Определение характеристик отдельных элементов двигателя.

1.1. Входное устройство.

Для дозвуковых скоростей полёта ВС коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве находится по формуле:

$$\sigma_{вх} = \sigma_{вх \text{ расч}} - 0.033 \cdot M_H \quad (1.1)$$

Для сверхзвуковых скоростей полёта ВС этот показатель эффективности входного устройства рассчитывается по стандартной зависимости:

$$\sigma_{вх} = \sigma_{вх \text{ расч}} - 0.02241 \cdot (M_H - 1)^2 - 0.14561 \cdot (M_H - 1)^3 + 0.086282 \cdot (M_H - 1)^4 - 0.014342 \cdot (M_H - 1)^5 \quad (1.2)$$

1.2. Компрессор.

1.2.1. Нерегулируемый компрессор. Закон управления двигателя для дозвуковых скоростей полёта ВС для одновального ТРД $n = const$. При постоянной степени понижения давления в турбине ($\pi_T^* = const$ при $F_{кр} = const$) степень повышения давления воздуха в компрессоре π_K^* , адиабатический КПД η_K^* и относительная плотность тока на входе в компрессор $q(\lambda_B)$ находятся по формулам:

1. $\pi_{K \text{ расч}}^* = 2.5 \dots 7$

$$\overline{\pi_K^*} = 2.12 \cdot \overline{n} - 1.12, \quad (1.2)$$

$$\overline{\eta_K^*} = -2.6 + 7.6 \cdot \overline{n} - 4 \cdot \overline{n}^2 \quad (\text{при } \pi_{K \text{ расч}}^* = 2.5 \dots 3.5) \quad (1.3)$$

$$\overline{\eta_K^*} = -0.5 + 3.5 \cdot \overline{n} - 2 \cdot \overline{n}^2 \quad (\text{при } \pi_{K \text{ расч}}^* = 3.5 \dots 7.0) \quad (1.4)$$

$$\overline{q(\lambda_B)} = 0.5 + 0.5 \cdot \overline{n} \quad (\pi_{K \text{ расч}}^* = 2.5) \quad (1.5)$$

$$\overline{q(\lambda_B)} = 0.155 + 0.845 \cdot \overline{n} \quad (\pi_{K \text{ расч}}^* = 2.5 \dots 3.0) \quad (1.6)$$

$$\overline{q(\lambda_B)} = 0.075 + 0.925 \cdot \overline{n} \quad (\pi_{K \text{ расч}}^* = 3.0 \dots 4.0) \quad (1.7)$$

$$\overline{q(\lambda_B)} = -0.2 + 1.2 \cdot \overline{n} \quad (\pi_{K \text{ расч}}^* = 4.0 \dots 4.5) \quad (1.8)$$

$$\overline{q(\lambda_B)} = -0.33 + 1.33 \cdot \overline{n} \quad (\pi_{K \text{ расч}}^* = 4.5 \dots 5.0) \quad (1.9)$$

$$\overline{q(\lambda_B)} = -0.45 + 1.45 \cdot \overline{n} \quad (\pi_{K \text{ расч}}^* = 5.0 \dots 7.0) \quad (1.10)$$

где $\overline{\pi_K^*} = \frac{\pi_K^*}{\pi_{K \text{ расч}}^*}$; $\overline{n} = \frac{n_{пр}}{n_{пр \text{ расч}}} = \frac{\frac{n}{\sqrt{T_H^*}}}{\frac{n_{расч}}{\sqrt{T_H^* \text{ расч}}}} = \sqrt{\frac{288}{T_H^*}} \cdot \frac{\overline{q(\lambda_B)}}{q\{\lambda_B \text{ расч}\}}$.

2. На расчётном режиме значения $q(\lambda_{B \text{ расч}})$ могут быть выбраны из таблицы 1.1.

Таблица 1.1

Примечание: $q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$.

1.2.2. Регулируемый компрессор путём поворота лопаток входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов первых ступеней. Закон управления двигателя для дозвуковых скоростей полёта ВС для одновального ТРД $n = const$ при $\pi_T^* = const$:

при $\bar{n} \leq 1.0$

$$\bar{\pi}_k^* = 2.5 \cdot \bar{n} - 1.5 \quad (\text{при } \pi_{k \text{ расч}}^* = 6 \dots 10) \quad (1.11)$$

$$\bar{\pi}_k^* = 3.2 \cdot \bar{n} - 2.2 \quad (\text{при } \pi_{k \text{ расч}}^* = 11 \dots 20) \quad (1.12)$$

при $\bar{n} > 1.0$

$$\bar{\pi}_k^* = 2.1 \cdot \bar{n} - 1.1 \quad (\text{при } \pi_{k \text{ расч}}^* = 6 \dots 20) \quad (1.13)$$

Для относительного КПД:

$$\bar{\eta}_k^* = -0.9 + 4.2 \cdot \bar{n} - 2.3 \cdot \bar{n}^2 \quad (\text{при } \pi_{k \text{ расч}}^* = 6 \dots 20) \quad (1.14)$$

Для относительной плотности тока :

$$\overline{q(\lambda_B)} = a \cdot (\bar{n} - 1)^3 + v \cdot (\bar{n} - 1)^2 + c \cdot (\bar{n} - 1) + 1, \quad (1.15)$$

где значения a, v, c берутся из таблицы 1.2.

Таблица 1.2

С полученными значениями π_k^* , η_k^* и $q(\lambda_B)$ далее рассчитываются:

- относительное изменение удельной работы компрессора

$$\bar{L}_k = \frac{L_k}{L_{k \text{ расч}}}, \quad (1.16)$$

где $L_k = c_p T_H^* (\pi_k^{* \frac{k-1}{k}} - 1) / \eta_k^*$; $L_{k \text{ расч}} = c_p T_{H \text{ расч}}^* (\pi_{k \text{ расч}}^{* \frac{k-1}{k}} - 1) / \eta_{k \text{ расч}}^*$

- относительное изменение температуры газа перед турбиной

$$\bar{T}_T^* = \bar{L}_k \quad (1.17)$$

Для двухвальных ТРД (или ТРДД) при законе управления двигателя (5б) (для дозвуковых скоростей полёта ВС) написанные выше зависимости относятся к компрессору высокого давления (определяются $\pi_{квд}^*$, $\eta_{квд}^*$, $q(\lambda_x)$). Для компрессора низкого давления степень повышения давления воздуха $\pi_{кнд}^*$, $\eta_{кнд}^*$, $q(\lambda_B)$ рассчитываются из уравнений совместной работы элементов турбокомпрессора низкого давления (см. ниже).

1.3. Камера сгорания.

Принимается, что на всех режимах полёта коэффициент выделения тепла η_T и коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{кс}$ не меняются, то есть:

$$\eta_T = const, \sigma_{кс} = const. \quad (1.18)$$

1.4. Турбина.

Принимается, что приведенный расход газа через первый сопловой аппарат турбины $\frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{p_{\Gamma}^*}$ и адиабатический КПД по параметрам заторможенного потока η_{Γ}^*

не меняются по режимам полёта, то есть:

$$\frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{p_{\Gamma}^*} = const; \eta_{\Gamma}^* = const. \quad (1.19)$$

1.6. Камера смешения в двухконтурных ТРД.

Принимается, что на входе в камеру смешения отношение приведенного расхода в наружном контуре $\frac{G_{B2} \sqrt{T_{BH}^*}}{p_{BH}^*}$ и газа во внутреннем контуре $\frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{p_{\Gamma}^*}$, а также коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{см}$ остаются неизменными по режимам полета, то есть:

$$\frac{\frac{G_{B2} \sqrt{T_{BH}^*}}{p_{BH}^*}}{\frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{p_{\Gamma}^*}} = const; \sigma_{см} = const \quad (1.20)$$

1.7. Выходное сопло.

Принимается, что коэффициент скорости в выходном сопле не меняется по режимам полёта, то есть:

$$\varphi_c = const. \quad (1.21)$$

1.8. Форсажная камера.

$$\eta_{\Gamma\phi} = const, \sigma_{\kappa\phi} = const. \quad (1.22)$$

1.9. Редуктор.

Принимается, что механический КПД редуктора остаётся неизменным на всех режимах полёта:

$$\eta_{ред} = const \quad (1.23)$$

1.10. Воздушный винт.

Принимается, что КПД винта находится для произвольного режима полёта по формуле:

$$\eta_{в} = \eta_{в\text{ расч}} M_{н} (2.857 - 2.04 M_{н}), \quad (1.24)$$

где расчётное значение КПД винта $\eta_{в\text{ расч}}$ определяется на крейсерском режиме полёта ВС ($H_{кр}$, $M_{кр}$) (для двигателя – прототипа).

1.11. Система отбора воздуха в ВГТД.

Для того, чтобы внешние воздействия не оказывали влияния на работу ВГТД, в системе отбора воздуха на нужды летательного аппарата устанавливается труба Вентури, в критическом сечении которой приведенный расход воздуха сохраняется постоянным на всех режимах полёта, то есть:

$$\frac{G_{отб} \sqrt{T_{отб}^*}}{P_{отб}^*} = const \quad (1.25)$$

Принимается также, что в системе отбора воздуха коэффициент восстановления полного давления не меняется по режимам полёта, то есть

$$\sigma_{отб} = const. \quad (1.26)$$

1.12. Система отбора мощности от турбины двигателя.

Мощность, отбираемая от турбины, на привод вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, генератора и др.), а также для преодоления трения в опорах ротора двигателя учитывается механическим КПД $\eta_{мех}$, величина которого сохраняется постоянной на всех режимах полёта: $\eta_{мех} = const$.

Для расчёта ВСХ ВГТД принимается, что КПД электрогенератора не меняется по режимам полёта: $\eta_{ген} = const$.

2. Система уравнений совместной работы элементов авиационных ГТД.

Для того, чтобы рассчитать параметры рабочего процесса в авиационных ГТД на нерасчётных режимах работы для каждого типа двигателя (ТРД, ТРДД, ТВД, ВГТД и др.) составляется система уравнений совместной работы.

2.1. Совместная работа турбины и сопла ТРД.

Уравнение совместной работы турбины и выходного сопла ТРД представляется в виде:

$$\pi_T^* = \left[\frac{\sigma_{кр} F_{кр} q(\lambda_{кр})}{\sigma_{са} F_{са1} q(\lambda_{са1})} \right]^{\frac{2n}{n+1}}, \quad (2.1)$$

где $\sigma_{кр}$ – коэффициент восстановления полного давления между сечением за турбиной и критическим сечением; $\sigma_{са}$ – то же между входом в турбину и минимальным сечением первого соплового аппарата (“горлом” двигателя); $F_{кр}$, $F_{са1}$ – площадь критического сечения выходного сопла и “горла” двигателя; $q(\lambda_{кр})$, $q(\lambda_{са1})$ – относительные плотности тока в рассматриваемых сечениях проточной части турбины и сопла; n – показатель полиропы расширения газа в турбине и сопле.

В современных ТРД, ТРДД, ТРДФ и ТРДДФ перепад давления в выходных соплах в большинстве нерасчётных режимов работы оказывается больше критического значения ($\pi_{кр} = 1.85$ для газа и 1.89 – для воздуха), поэтому при расчёте высотно-скоростных характеристик принимают $q(\lambda_{кр}) \approx const$.

Отличительной особенностью “горла” двигателя является постоянный режим течения в первом сопловом аппарате даже при достаточно глубоком дросселировании ГТД. Поэтому в расчётах лётных характеристик названных типов авиационных ГТД принимают $q(\lambda_{са1}) \approx const$.

Таким образом, пренебрегая изменением потерь полного давления в первом сопловом аппарате турбины ($\sigma_{са} \approx const$) и в выходном сопле ($\sigma_{кр} \approx const$) при нерегулируемой проточной части турбины ($F_{са1} = const$) и сопла ($F_{кр} = const$) при расчёте ВСХ принимаем для всех законов управления двигателя условие $\pi_T^* = const$.

2.2. Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины.

2.2.1. Совместная работа элементов турбокомпрессора в одновальном ТРД.

Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины на нерасчётных режимах работы описывается уравнением:

$$\frac{\pi_K^*}{q(\lambda_B)} = C \sqrt{\frac{\pi_K^{*K} - 1}{\eta_K^*}}, \quad (2.2)$$

где C – функция:

$$C = \sqrt{(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})(1 + g_T)} \cdot \frac{m_B}{m_T} \cdot \frac{F_B}{F_{\text{ca1}}} \cdot \frac{1}{\sigma_{\text{кс}} \sigma_{\text{са}} q(\lambda_{\text{ca1}})} \cdot \sqrt{\frac{c_{\text{рв}}}{c_{\text{рг}} \eta_{\text{мех}} \left(1 - \frac{1}{\kappa_2 - 1}\right) \eta_T^* \pi_T^{*K_2}}} \quad (2.3)$$

Пренебрегая на нерасчётных режимах работы турбокомпрессора изменением: средней теплоёмкости газа ($c_{\text{рг}}$) и воздуха ($c_{\text{рв}}$);

отборами воздуха на охлаждение $g_{\text{охл}}$ турбины и на нужды летательного аппарата $g_{\text{отб}}$; относительным расходом топлива в камере сгорания g_T ;

потерь полного давления в камере сгорания $\sigma_{\text{кс}}$ и в первом сопловом аппарате турбины $\sigma_{\text{са}}$;

механического КПД $\eta_{\text{мех}}$ и КПД турбины η_T^*

и согласно ранее принятым допущениям (см. 2.1) можно считать, что функция C представляет собой константу, значение которой находится на расчётном режиме.

Тогда степень повышения давления в компрессоре одноваловного ТРД π_K^* , КПД η_K^* и относительная плотность тока $q(\lambda_B)$ на входе в компрессор рассчитываются по формулам, приведенным выше (см. раздел 1.2).

2.2.2. Совместная работа элементов турбокомпрессоров в двухвальном ТРД.

Уравнение совместной работы компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины привода компрессора ВД представляется в виде:

$$\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{q(\lambda_X)} = C_1 \sqrt{\frac{\pi_{\text{КВД}}^{*K} - 1}{\eta_{\text{КВД}}^*}}, \quad (2.4)$$

где C_1 – функция находится по формуле:

$$C_1 = \sqrt{(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})(1 + g_T)} \cdot \frac{m_B}{m_T} \cdot \frac{F_X}{F_{\text{ca1}}} \cdot \frac{1}{\sigma_{\text{кс}} \sigma_{\text{са}} q(\lambda_{\text{ca1}})} \cdot \sqrt{\frac{c_{\text{рв}}}{c_{\text{рг}} \eta_{\text{мех}} \left(1 - \frac{1}{\kappa_2 - 1}\right) \eta_{\text{ТВД}}^* \pi_{\text{ТВД}}^{*K_2}}} \quad (2.5)$$

Значение относительной плотности тока на входе в компрессор ВД $q(\lambda_{X \text{ расч}})$ на расчётном режиме определяется следующим образом:

1. Задаёмся скоростью выхода из компрессора ВД $c_{к\text{ расч}}=100\dots 120$ м/с.
2. Определяется приведенная скорость за компрессором ВД и :

$$\lambda_{к\text{ расч}} = \frac{c_{к\text{ расч}}}{\sqrt{\frac{2\kappa R T_{к\text{ расч}}^*}{\kappa+1}}}; q(\lambda_{к\text{ расч}}) = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \lambda_{к\text{ расч}} \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{к\text{ расч}}^*\right)^{\frac{1}{\kappa-1}}$$

3. Принимая приближенно распределение $q(\lambda)$ по тракту компрессора линейным, находим значение $q(\lambda_{к\text{ расч}})$ из соотношения:

$$\frac{q(\lambda_{к\text{ расч}}) - q(\lambda_{к\text{ расч}})}{q(\lambda_{в\text{ расч}}) - q(\lambda_{к\text{ расч}})} = \frac{\pi_{кнд\text{ расч}}^* - \pi_{кнд\text{ расч}}^* \pi_{квд\text{ расч}}^*}{1 - \pi_{кнд\text{ расч}}^* \pi_{квд\text{ расч}}^*}$$

При принятых выше допущениях функция C_1 представляет собой константу, величина которой определяется на расчётном режиме. На нерасчётных режимах значения $\pi_{квд}^*$, $\eta_{квд}^*$ и $q(\lambda_{к\text{ расч}})$ могут быть рассчитаны по формулам, приведенным в разделе 1.2, если известно относительное изменение приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора высокого давления:

$$\frac{n_{вд}}{n_{вд\text{ расч}}} = \frac{\frac{n_{вд}}{\sqrt{T_{к\text{ расч}}^*}}}{\frac{n_{вд\text{ расч}}}{\sqrt{T_{к\text{ расч}}^*}}} = \sqrt{\frac{T_{к\text{ расч}}^*}{T_{к\text{ расч}}^*}} = \sqrt{\frac{T_{к\text{ расч}}^*}{T_{н\text{ расч}}^* \left(1 + \frac{\pi_{кнд}^* \kappa}{\eta_{кнд}^*} - 1\right)}} \quad (2.6)$$

Уравнение совместной работы элементов турбокомпрессора низкого давления представляется в виде:

$$\frac{\pi_{кнд}^* \pi_{квд}^*}{q(\lambda_{в\text{ расч}})} = C_2 \sqrt{\frac{\frac{\kappa-1}{\pi_{кнд}^* \kappa} - 1}{\eta_{кнд}^*}} \quad (2.7)$$

где C_2 – функция находится по формуле:

$$C_2 = \sqrt{(1 - g_{охл} - g_{отб})(1 + g_{т})} \cdot \frac{m_{в}}{m_{г}} \cdot \frac{F_{в}}{F_{са1}} \cdot \frac{1}{\sigma_{кс} \sigma_{са} q(\lambda_{са1})} \cdot \sqrt{\frac{c_{рв}}{c_{рг} \eta_{мех} \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{г}-1}{\pi_{твд}^* \kappa_{г}}}\right) \eta_{твд}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{г}-1}{\pi_{тнд}^* \kappa_{г}}}\right) \eta_{тнд}^*}} \quad (2.8)$$

При принятых выше допущениях функция C_2 представляет собой константу, величина которой находится на расчётном режиме.

Из формул (2.4) и (2.7) видно, что неизвестными величинами в общем случае являются: $\pi_{кнд}^*$, $q(\lambda_{в\text{ расч}})$, $\eta_{кнд}^*$. Поэтому для решения задачи принимаем дополнительное

условие: **адиабатический КПД ступени компрессора низкого давления $\eta_{о нд}$ или, что тоже самое показатель политропы сжатия в этом компрессоре не меняются по режимам полёта.** В этом случае адиабатический КПД компрессора низкого давления рассчитывается по формуле:

$$\eta_{кнд}^* = \frac{\frac{\kappa-1}{\pi_{кнд}^* \kappa} - 1}{\frac{\kappa-1}{\pi_{кнд}^{*\kappa\eta_{о нд}}} - 1} \quad (2.9)$$

Определение на нерасчётных режимах значений $\pi_{кнд}^*$, $q(\lambda_v)$, $\eta_{кнд}^*$, $\pi_{квд}^*$, $q(\lambda_x)$, $\eta_{квд}^*$ производится в следующей последовательности:

Начальное значение $\pi_{\text{кнд}}^*$ рассчитывается по формуле:

$$\pi_{\text{кнд}}^* = \left(1 + \frac{\text{const}_1}{T_{\text{H}}^*}\right)^{\frac{\kappa \eta_{\text{о нд}}}{\kappa - 1}}, \quad (2.10)$$

где значение константы const_1 находится на расчётном режиме.

2. Определяется температура торможения за компрессором НД:

$$T_{\text{X}}^* = T_{\text{H}}^* \pi_{\text{кнд}}^{\frac{\kappa - 1}{\kappa \eta_{\text{о нд}}}} \quad (2.11)$$

3. Относительное изменение приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора высокого давления (при законе управления $n = \text{const}$):

$$\overline{n}_{\text{ВД}} = \sqrt{\frac{T_{\text{X расч}}^*}{T_{\text{X}}^*}} \quad (2.12)$$

4. Степень повышения давления воздуха $\pi_{\text{квд}}^*$, относительная плотность тока на входе в компрессор ВД $q(\lambda_{\text{X}})$, КПД $\eta_{\text{квд}}^*$, относительное изменение работы \overline{L}_k и температуры газа перед турбиной $T_{\text{Г}}^*$ определяются по формулам, приведенным в разделе 1.2.

5. Из уравнения (2.7) находится относительная плотность тока на входе в компрессор НД $q(\lambda_{\text{В}})$.

6. Из уравнения неразрывности между сечениями проточной части компрессора “В-В” и “Х-Х”

$$\frac{F_{\text{X}}}{F_{\text{В}}} = \sqrt{\frac{T_{\text{X}}^*}{T_{\text{В}}^*}} \cdot \frac{q(\lambda_{\text{В}})}{\pi_{\text{кнд}}^*} \cdot \frac{1}{q(\lambda_{\text{X}})} = \sqrt{\pi_{\text{кнд}}^* \frac{\kappa - 1}{\kappa \eta_{\text{о нд}}}} \cdot \frac{q(\lambda_{\text{В}})}{\pi_{\text{кнд}}^*} \cdot \frac{1}{q(\lambda_{\text{X}})}$$

рассчитывается новое значение $\pi_{\text{кнд}}^*$:

$$\pi_{\text{кнд}}^* = \left[\text{const}_2 \cdot \frac{q(\lambda_{\text{В}})}{q(\lambda_{\text{X}})} \right]^{\frac{2\kappa \eta_{\text{о нд}}}{2\kappa \eta_{\text{о нд}} - \kappa - 1}} \quad (2.13)$$

где $\text{const}_2 = \frac{F_{\text{X}}}{F_{\text{В}}}$ - значение находится на расчётном режиме.

В случае не совпадения найденного значения $\pi_{\text{кнд}}^*$ с ранее определённым в п.1 расчёт повторяется, начиная с п.2, с новым значением $\pi_{\text{кнд}}^*$ до полной сходимости.

2.2.3. Совместная работа элементов турбокомпрессоров в трёхвальном ТРД.

Уравнение совместной работы элементов турбокомпрессора ВД представляется также как для двухвального ТРД (см. формулу 2.4).

Уравнение совместной работы элементов турбокомпрессора среднего давления представляется в виде:

$$\frac{\pi_{\text{КСД}}^* \pi_{\text{КВД}}^*}{q(\lambda_{\text{ВН}})} = C_4 \sqrt{\frac{\pi_{\text{КСД}}^* \frac{\kappa - 1}{\kappa} - 1}{\eta_{\text{КСД}}^*}} \quad (2.14)$$

где C_3 – функция находится по формуле:

$$C_4 = \sqrt{(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})(1 + g_{\text{т}})} \cdot \frac{m_{\text{в}}}{m_{\text{г}}} \cdot \frac{F_{\text{вн}}}{F_{\text{са1}}} \cdot \frac{1}{\sigma_{\text{кс}} \sigma_{\text{са}} q(\lambda_{\text{са1}})} \cdot \sqrt{\frac{c_{\text{рв}}}{c_{\text{рг}} \eta_{\text{мех}} \left(1 - \frac{1}{\kappa_{\text{Г}} - 1}\right) \eta_{\text{твд}}^* \left(1 - \frac{1}{\kappa_{\text{Г}} - 1}\right) \eta_{\text{тсд}}^*}} \quad (2.15)$$

Уравнение совместной работы элементов турбокомпрессора низкого давления представляется формулой:

$$\frac{\pi_{\text{кнд}}^* \pi_{\text{ксд}}^* \pi_{\text{квд}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})} = C_5 \sqrt{\frac{\pi_{\text{кнд}}^* \kappa_{\text{к}} - 1}{\eta_{\text{кнд}}^*}} \quad (2.15)$$

где C_4 – функция находится по формуле:

$$C_5 = \sqrt{(1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})(1 + g_{\text{т}})} \cdot \frac{m_{\text{в}}}{m_{\text{г}}} \cdot \frac{F_{\text{в}}}{F_{\text{са1}}} \cdot \frac{1}{\sigma_{\text{кс}} \sigma_{\text{са}} q(\lambda_{\text{са1}})} \cdot \sqrt{\frac{c_{\text{рв}}}{c_{\text{рг}} \eta_{\text{мех}} \left(1 - \frac{1}{\kappa_{\text{Г}} - 1}\right) \eta_{\text{твд}}^* \left(1 - \frac{1}{\kappa_{\text{Г}} - 1}\right) \eta_{\text{тсд}}^* \left(1 - \frac{1}{\kappa_{\text{Г}} - 1}\right) \eta_{\text{тнд}}^*}} \quad (2.16)$$

Согласно принятым выше допущениям функции C_3 и C_4 можно приближённо считать константами, значение которых определяется на расчётном режиме.

Определение на нерасчётных режимах значений $\pi_{\text{кнд}}^*$, $q(\lambda_{\text{в}})$, $\eta_{\text{кнд}}^*$, $\pi_{\text{ксд}}^*$, $q(\lambda_{\text{вн}})$, $\eta_{\text{ксд}}^*$, $\pi_{\text{квд}}^*$, $q(\lambda_{\text{х}})$, $\eta_{\text{квд}}^*$ производится по алгоритму, написанному выше для двухвального ТРД. **Дополнительными условиями здесь являются неизменная степень политропы сжатия в компрессоре НД и СД.**

