

## СОДЕРЖАНИЕ

Введение .....	5
Основные обозначения и сокращения .....	7
<b>ЧАСТЬ 1. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СО СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ (ТРДДсм).....</b>	<b>11</b>
1.1. Термодинамический расчет и расчет размеров проточной части ТРДДсм (этап 1).....	11
1.1.1. Определение оптимального значения $\pi_{\text{кнд опт}}^*$ .....	11
1.1.2. Расчет основных параметров ТРДДсм и характеристик компрессора на ЭВМ .....	14
1.2. Расчет характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ТРДДсм (этап 2).....	18
1.2.1. Определение параметров газогенератора на расчетном режиме работы двигателя .....	18
1.2.2. Определение положения рабочей точки на характеристике КВД при $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$ .....	19
1.2.3. Расчет параметров газогенератора ТРДДсм при $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$ .....	22
1.2.4. Расчет характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля РДДсм .....	24
1.3. Расчет линии предельных режимов и программы управления ТРДДсм (этап 3).....	24
1.4. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДДсм (этап 4).....	27
1.4.1. Эксплуатационные характеристики ТРДДсм .....	27
1.4.2. Расчет высотно-скоростных характеристик ТРДДсм .....	27
1.4.3. Расчет дроссельных характеристик ТРДДсм .....	30
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....</b>	<b>31</b>
<b>ЧАСТЬ 2. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ БЕЗ СМЕШЕНИЯ ПОТОКОВ (ТРДД) .....</b>	<b>33</b>
2.1. Термодинамический расчет и расчет размеров проточной части ТРДД (этап 1).....	33
2.1.1. Определение оптимального значения $\pi_{\text{кнд опт}}^*$ .....	33
2.1.2. Расчет основных параметров ТРДД и характеристик компрессора на ЭВМ .....	37
2.2. Расчет характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ТРДД (этап 2).....	40
2.2.1. Определение параметров газогенератора на расчетном режиме работы двигателя .....	40

2.2.2. Определение положения рабочей точки на характеристике КВД при $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$ .....	41
2.2.3. Расчет параметров газогенератора ТРДД при $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$ .....	45
2.2.4. Расчет характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ТРДД .....	46
2.3. Расчет линии предельных режимов и программы управления ТРДД (этап 3).....	47
2.4. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДД (этап 4).....	49
2.4.1. Эксплуатационные характеристики ТРДД .....	49
2.4.2. Расчет высотно-скоростных характеристик ТРДД .....	49
2.4.3. Расчет дроссельных характеристик ТРДД .....	52
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	54
ЧАСТЬ 3. РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТНЫХ ГТД (ТВаД).....	56
3.1. Термодинамический расчет и расчет размеров проточной части ТВаД (этап 1).....	59
3.1.1. Выбор значения $\pi^*_{\text{к.р}}$ и типа компрессора .....	59
3.1.2. Термодинамический расчет двигателя .....	62
3.2. Расчет характеристик газогенератора ТВаД (этап 2).....	67
3.3. Построение линии предельных режимов и формирование программы управления двигателя на максимальном режиме (этап 3)..	74
3.3.1. Построение линии предельных режимов работы двигателя...	74
3.3.2. Формирование программы управления двигателя на максимальном режиме .....	76
3.4. Расчет эксплуатационных характеристик авиационного ГТД (этап 4).....	80
3.4.1. Типы эксплуатационных характеристик .....	80
3.4.2. Расчет дроссельной характеристики .....	83
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	87
ПРИЛОЖЕНИЕ 1 .....	90
ЛИТЕРАТУРА .....	91

## ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время основные параметры и эксплуатационные характеристики авиационных ГТД определяются, в основном, путем их расчета по характеристикам основных элементов силовой установки с учетом принятой программы регулирования и эксплуатационных ограничений. В данном пособии изложена методика определения параметров, основных размеров элементов проточной части и эксплуатационных характеристик двухконтурных авиационных двигателей со смешением (ТРДДсм) и без смешения потоков (ТРДД), а также вертолетных ГТД (ТВаД).

Схемы двухконтурных двигателей с указанием принятых обозначений различных сечений их проточной части приведены на рис. 1.1 (ТРДД без смешения потоков) и на рис. 1.2 (ТРДДсм со смешением потоков).

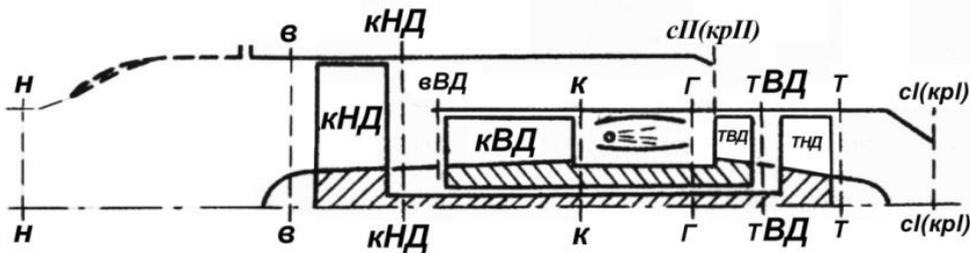


Рис. 1.1. ТРДД без смешения потоков

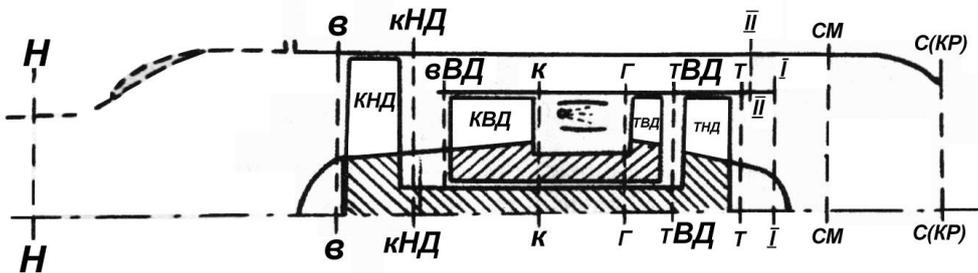


Рис. 1.2. ТРДД со смешением потоков

Расчет параметров и характеристик двигателя производится на ЭВМ в диалоговом режиме. Небольшая часть расчетов проводится вручную и их результаты запрашиваются ЭВМ у студента (для контроля). При этом расчет ведется при следующих условиях и допущениях.

1. Все рассматриваемые режимы работы двигателя – установившиеся, а параметры потока в каждом сечении проточной части – осредненные.
2. Расчетным режимом работы двигателя является максимальный режим в расчетных условиях полета.
3. Показатели адиабаты и значения газовой постоянной для воздуха и продуктов сгорания не зависят от условий полета и режима работы двигателя.

4. В программе заложены следующие их значения, которые следует принимать и при ручном расчете:

- для воздуха  $k=1,4$ ;  $R=287,05$  Дж/(кг·К);
- для турбин высокого давления  $k_{г.в}=1,3$ ;  $R_{г.в}=287,6$  Дж/(кг·К);
- для турбины низкого давления, сопла внутреннего контура или сопла ТРДД с камерой смешения  $k_{г.н}=1,33$ ;  $R_{г.н}=287,4$  Дж/(кг·К).

5. Весь охлаждающий турбину воздух отбирается за компрессором высокого давления и возвращается в проточную часть за турбиной высокого давления. При этом снижение температуры газов за турбиной, вызванное подмешиванием охлаждающего воздуха, не учитывается.

6. В ТРДДсм за турбиной происходит полное смешение потоков еще до входа в сопло. Расчет параметров потока на выходе из камеры смешения ведется по приближенной методике, изложенной в [1]. При этом, поскольку потери на смешение обычно невелики, принимается, что  $\sigma_{см}=1$ .

7. Перепад в сопле (в соплах) двигателя на всех рассматриваемых режимах близок к критическому или превышает его, так что значение  $q(\lambda)$  в минимальном сечении сопла практически не отличается от единицы (и принимается равным ей); расширение газа (воздуха) в соплах – полное.

8. Характеристика входного устройства дается в виде типовой зависимости  $\sigma_{вх} = f(M_n)$  (рис. 1.3).

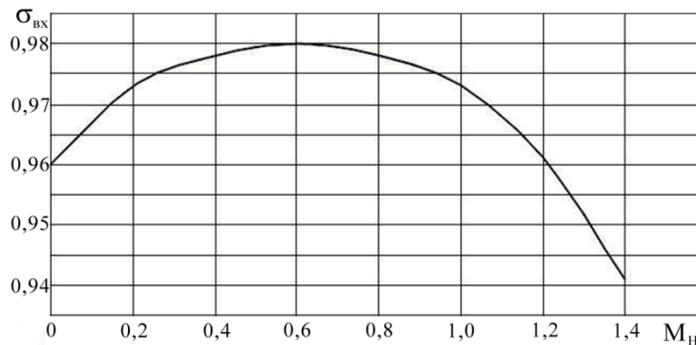


Рис. 1.3. Зависимость коэффициента потерь полного давления во входном устройстве от  $M_n$

9. В двигателе применены только осевые компрессоры, причем характеристики каскадов компрессора рассчитываются по методике, изложенной в [2].

10. Турбина высокого давления считается работающей на всех рассматриваемых режимах с неизменными значениями  $\pi^*_т$ ,  $\eta^*_т$  и параметра расхода  $G_{г} \frac{\sqrt{T_{г}^*}}{P_{г}}$ . Турбина низкого давления в двигателях без смешения потоков работает (с учетом допущения 7) так же, а для турбины низкого давления в двигателях с камерой смешения используется её типовая характеристика.

11. Для основной камеры сгорания принимается, что значения  $\eta_{\Gamma}$  и  $\sigma_{\text{КС}}$  остаются неизменными на всех режимах её работы.

В заключение к каждой части руководства приводятся рекомендуемое содержание выводов, которыми должна заканчиваться работа, а также перечень вопросов для подготовки к её защите.

Допущения, принятые при расчете вертолетных ГТД, приведены в третьей части пособия.

## Основные обозначения и сокращения

### *Сокращения и нижние индексы:*

ВХ – входное устройство (воздухозаборник);  
 КВД – компрессор высокого давления;  
 КНД – компрессор низкого давления (вентилятор);  
 КС – камера сгорания;  
 ТВД – турбина высокого давления;  
 ТНД – турбина низкого давления;  
 С – сопло;  
 ГГ – газогенератор;  
 ТКМ – турбокомпрессорный модуль;

### *Другие индексы:*

к – компрессор;  
 м – механический;  
 пр – приведенный;  
 т – турбина, топливо;  
 г – горение, камера сгорания, газ;  
 $\Sigma$  – суммарный, относящийся ко всему рабочему процессу;  
 р – расчетный режим;  
 \* – (верхний индекс) – параметры (в параметрах) заторможенного потока.

### *Обозначения:*

с – скорость (абсолютная) воздуха или газа (продуктов сгорания), м/с;  
 $c_{\text{п}}$  – условная теплоемкость процесса подвода теплоты при горении керосина в воздухе, кДж/(кг·К);  
 $c_{\text{р}}=1004,7$  Дж/(кг·К) – теплоемкость воздуха (при  $p=\text{const}$ );  
 $c_{\text{рг.в}}=1246,3$  Дж/(кг·К) – теплоемкость газа в ТВД;  
 $c_{\text{рг.н}}=1158,3$  Дж/(кг·К) – теплоемкость газа в ТНД и в сопле;  
 $c_{\text{уд}}$  – удельный расход топлива, кг/(Н·ч);  
 D – диаметр, м;  
**d** – относительный диаметр втулки лопаточного венца;

$e = \pi^{\frac{k-1}{k}}$  – отношение наибольшей к наименьшей температуре в адиабатном процессе повышения (понижения) давления;

$G_{\text{ВІ}}$  – расход воздуха через компрессор внутреннего контура ТРДД, кг/с;

$G_{\text{ВІІ}}$  – расход воздуха через наружный контур ТРДД, кг/с;

$G_{\text{Т.ч}}$  – часовой расход топлива в камере сгорания, кг/ч;

$\bar{G}_{\text{Г.В}} = \frac{G_{\text{Г.ТВД}}}{G_{\text{ВІ}}}$  – отношение расхода газа через ТВД к  $G_{\text{ВІ}}$ ;

$\bar{G}_{\text{Г.Н}} = \frac{G_{\text{Г.ТНД}}}{G_{\text{ВІ}}}$  – отношение расхода газа через ТНД к  $G_{\text{ВІ}}$ ;

$g_{\text{ОХЛ}} = G_{\text{ОХЛ}}/G_{\text{ВІ}}$  – относительный расход воздуха, отбираемого из-за КВД на охлаждение турбины;

$g_{\text{ОТБ}} = G_{\text{ОТБ}}/G_{\text{ВІ}}$  – относительный расход воздуха, отбираемого из-за КВД на самолетные нужды;

$g_{\text{Т}} = G_{\text{Т}}/[G_{\text{ВІ}}(1-g_{\text{ОХЛ}}-g_{\text{ОТБ}})]$  – относительный расход топлива в камере сгорания;

$H$  – высота полета, м или км;

$H_{\text{ц}}$  – теплотворная способность топлива, кДж/кг;

$h$  – высота лопатки в данном сечении компрессора (турбины);

$k$  – показатель адиабаты;

$M_{\text{Н}}$  – число Маха полета самолета;

$m$  – степень двухконтурности;

$p$  – давление, Па;

$p^*$  – давление заторможенного потока, Па;

$P$  – сила тяги, Н;

$R$  – газовая постоянная, Дж/(кг·К);

$T^*$  – температура заторможенного потока, К;

$u$  – окружная скорость лопаток (физическая), м/с;

$\Delta^*$  – степень подогрева рабочего тела в газогенераторе или турбокомпрессорном модуле;

$\eta^*$  – коэффициент полезного действия (КПД) компрессора (турбины);

$\eta_{\text{Г}}$  – коэффициент выделения тепла (полноты сгорания);

$\eta_{\text{М}}$  – механический КПД;

$\eta_{\text{П}}$  – КПД наружного (второго) контура, равный отношению приращения кинетической энергии единицы массы воздуха в нём к работе, переданной в него через вентилятор;

$\lambda = c/a_{\text{кр}}$  – приведенная скорость;

$\mu$  – средний коэффициент нагрузки ступеней компрессора (турбины);

$\pi$  – степень повышения или понижения давления в элементе двигателя или его модуле;

$\sigma$  – коэффициент восстановления (сохранения) полного давления;

$\tau^*$  – степень повышения температуры воздуха в компрессоре, газогенераторе или ТКМ;

$\varphi_c$  – коэффициент скорости сопла (сопел) двигателя;

*Индексы характерных сечений газоздушного тракта:*

н – невозмущенный набегающий (в относительном движении) поток;

в – вход в компрессор низкого давления (вентилятор);

ввд – вход в компрессор высокого давления;

к – выход из компрессора высокого давления;

г – выход из камеры сгорания;

т вд – выход из турбины высокого давления;

т – выход из турбины;

$c_I$  – срез сопла внутреннего (первого) контура;

$c_{II}$  – срез сопла наружного (второго) контура;

I – вход в камеру смешения из внутреннего контура;

II – вход в камеру смешения из наружного контура;

см – выход из камеры смешения;

с – срез сопла ТРДДсм.

### Выбор исходных данных

Исходными для проведения термодинамического расчета ТРДДсм или ТРДД (на максимальном режиме) и определения размеров его основных элементов являются следующие данные, указанные в бланке – задании на курсовую работу:

1. Тип двигателя (ТРДД или ТРДДсм).
2. Высота  $H$  и число  $M$  полета самолета  $M_H$  на расчетном для двигателя режиме.
3. Тяга двигателя на этом режиме, т.е. тяга на максимальном режиме. (Вместо тяги может быть задан расход воздуха на максимальном режиме).
4. Температура газа перед турбиной  $T_g^*$ , степень двухконтурности  $m$  и суммарная степень повышения давления в компрессоре  $\pi_{k\Sigma}^* = \pi_{кнд}^* \pi_{квд}^*$ .
5. Тип входного устройства (лемнискатный вход или дозвуковой воздухозаборник).

*Для проведения расчета студент должен выбрать следующие величины*

1. Коэффициент восстановления полного давления в основной камере сгорания  $\sigma_{кс} = p_g^* / p_k^*$ , который находится в пределах 0,94...0,96.
2. Коэффициент сохранения полного давления в канале наружного контура. В двигателях с камерой смешения он может иметь значения

$\sigma_{II}=0,96\dots0,98$ . В двигателях с большой степенью двухконтурности и коротким каналом наружного контура  $\sigma_{II}=0,99\dots0,995$ .

3. Коэффициент полноты сгорания (выделения тепла) в камере сгорания. Обычно  $\eta_r=0,98\dots0,99$ .

4. КПД каскадов компрессора, т.е. компрессора низкого давления (вентилятора)  $\eta_{кнд}^*$ , компрессора высокого давления  $\eta_{квд}^*$ . КПД трансзвуковых КНД в двигателях с малой и средней степенью двухконтурности на расчетном режиме обычно лежит в пределах  $0,83\dots0,86$ , а каскада высокого давления – в пределах  $0,86\dots0,88$ . В одноступенчатых вентиляторах  $\eta_{кнд}^*$  может также достигать значения  $0,86\dots0,88$ .

5. КПД каскадов турбины, т. е. турбины высокого давления  $\eta_{твд}^*$ , и турбины низкого давления  $\eta_{тнд}^*$ . Обычно  $\eta_{твд}^*=0,88\dots0,9$ , а  $\eta_{тнд}^*=0,89\dots0,92$ .

6. Механический КПД, равный отношению мощности, потребляемой компрессором, к мощности, вырабатываемой сидящей с ним на одном валу турбиной. В расчетах он принимается одинаковым для всех каскадов турбины. Обычно равен  $\eta_m=0,99\dots0,995$ .

7. Коэффициент скорости реактивного сопла  $\varphi_c=0,985\dots0,995$ .

8. Относительный расход воздуха на охлаждение турбины  $g_{охл} = G_{охл}/G_{вн}$ . Обычно  $g_{охл}=0,03\dots0,06$ .

9. Относительный расход воздуха, отбираемого на нужды самолета  $G_{отб}=G_{отб}/G_{вн}$ . Его величина по статистическим данным обычно равна  $0,03\dots0,05$ .

10. Приведенная скорость (число  $\lambda$ ) на входе в камеру смешения в потоке, выходящем из внутреннего контура. Обычно в ТРДДсм значение  $\lambda_1$  на расчетном режиме лежит в пределах  $0,5\dots0,7$ .

11. Теплотворная способность  $H_U$  топлива. Для авиационных керосинов можно принять  $H_U=43000$  кДж/кг.

12. Коэффициент сохранения полного давления во входном устройстве  $\sigma_{вх}$  определяется по рис. 1.3 на расчетном для двигателя режиме.

### **Порядок расчета эксплуатационных характеристик ТРДДсм и ТРДД**

Программой, введенной в ЭВМ, предусмотрен поэтапный порядок проведения расчетов по определению параметров и характеристик двигателя.

Этап 1. Определение параметров двигателя на расчетном режиме (его термодинамический расчет), расчет характеристик каскадов компрессора и определение основных размеров элементов проточной части двигателя.

Этап 2. Построение рабочей линии на характеристике КВД, расчет характеристик газогенератора, построение рабочей линии на характеристике КНД и расчет характеристик турбокомпрессорного модуля.

Этап 3. Расчет и построение линии предельных режимов работы двигателя и формирование программы управления двигателя на максимальном режиме.

Этап 4. Расчет эксплуатационных характеристик двигателя (высотно-скоростных и дроссельных).

## ЧАСТЬ 1. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СО СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ (ТРДДСм)

### 1.1. Термодинамический расчет и расчет размеров проточной части ТРДДСм (этап 1)

Термодинамический расчет, расчет размеров проточной части двигателя и характеристик каскадов компрессора производится на максимальном режиме его работы в расчетных условиях полета с расчетными параметрами двигателя, которые указаны в бланке-задании на курсовую работу.

#### 1.1.1. Определение оптимального значения $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$

Оптимальное значение степени повышения давления в КНД  $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$  соответствует оптимальному распределению работы цикла  $L_{\text{цп}}$  между контурами, при котором обеспечивается максимальная удельная тяга  $P_{\text{уд}}$  (и, соответственно, минимальный удельный расход топлива). Для ДРДД со смешением потоков (ТРДДСм) оптимальному распределению работы цикла между контурами соответствует условие:

$$p_{\text{т}}^* = p_{\text{п}}^*$$

где  $p_{\text{т}}^*$  – полное давление газа за турбиной низкого давления (ТНД), а  $p_{\text{п}}^*$  – полное давление воздуха в наружном контуре на входе в камеру смешения.

Перед началом определения  $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$  необходимо определить температуру  $T_{\text{в}}^*$  и давление  $p_{\text{в}}^*$  заторможенного потока воздуха на входе в двигатель (КНД). Для этого по заданному в бланке-задании на курсовую работу значению высоты полета  $H$  на расчетном режиме работы двигателя определяется значения  $T_{\text{н}}$  и  $p_{\text{н}}$  по таблице стандартной атмосферы (см. Приложение 1).

Далее в зависимости от значения заданного в бланке-задании расчетного числа  $M_{\text{н}}$  полета следует определить  $T_{\text{в}}^*$  и  $p_{\text{в}}^*$  по следующим формулам:

$$T_{\text{в}}^* = T_{\text{н}} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{н}}^2 \right); \quad p_{\text{в}}^* = p_{\text{н}} \sigma_{\text{вх}} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{н}}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Для определения  $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$  необходимо задаться несколькими (4-мя – 5-ю) значениями  $\pi_{\text{кнд}}^*$  и произвести с этими значениями **вручную** термодинамический расчет двигателя в последовательности, которая изложена в табл. 1.1.

При этом для ТРДДСм в зависимости от значения степени двухконтурности рекомендуется задаваться значениями  $\pi_{\text{кнд}}^*$  в следующих пределах:

- при  $m \approx 0,5$  – начиная с  $\pi_{\text{кнд}}^* \approx 2,4$  с шагом  $\approx 0,8$ ;

- при  $m \approx 1,0$  – начиная с  $\pi_{\text{КНД}}^* \approx 2,0$  с шагом  $\approx 0,5$ ;
- при  $m \approx 1,5$  – начиная с  $\pi_{\text{КНД}}^* \approx 2,0$  с шагом  $\approx 0,4$ ;
- при  $m \approx 2,0$  – начиная с  $\pi_{\text{КНД}}^* \approx 1,8$  с шагом  $\approx 0,4$ ;
- при  $m > 2,0$  – начиная с  $\pi_{\text{КНД}}^* \approx 1,7$  с шагом  $\approx 0,15$ .

Таблица 1.1

Вход в компрессор низкого давления					
1	$\pi_{\text{КНД}}^*$				
2	$e_{\text{КНД}}^* = \pi_{\text{КНД}}^{*\frac{k-1}{k}}, k=1,4$				
3	$p_{\text{В.ВД}}^* = p_{\text{В}}^* \pi_{\text{КНД}}^*$ , Па				
4	$\tau_{\text{КНД}}^* = 1 + \frac{e_{\text{КНД}}^* - 1}{\eta_{\text{КНД}}^*}$				
Вход в компрессор высокого давления					
5	$T_{\text{В.ВД}}^* = T_{\text{В}}^* \tau_{\text{КНД}}^*$ , К				
6	$L_{\text{КНД}} = c_p (T_{\text{В.ВД}}^* - T_{\text{В}}^*)$ , Дж/кг, $c_p=1004,7$ Дж/кг/К				
7	$p_{\text{II}}^* = p_{\text{В}}^* \pi_{\text{КНД}}^* \sigma_{\text{II}}$ , Па				
8	$\pi_{\text{КВД}}^* = \pi_{\text{КС}}^* / \pi_{\text{КНД}}^*$				
9	$e_{\text{КВД}}^* = \pi_{\text{КВД}}^{*\frac{k-1}{k}}, k=1,4$				
10	$\tau_{\text{КВД}}^* = 1 + \frac{e_{\text{КВД}}^* - 1}{\eta_{\text{КВД}}^*}$				
11	$T_{\text{К}}^* = T_{\text{К.ВД}}^* = T_{\text{В.ВД}}^* \tau_{\text{КВД}}^*$ , К				
12	$L_{\text{КВД}} = c_p (T_{\text{К}}^* - T_{\text{В.ВД}}^*)$ , Дж/кг, $c_p=1004,7$ Дж/кг/К				
Вход в камеру сгорания					
13	$c_{\text{п}} = (0,883 + 0,000209 \cdot (T_{\text{Г}}^* + 0,48 T_{\text{К}}^*))$ , кДж/(кг·К)				
14	$g_{\text{Т}} = \frac{c_{\text{п}}(T_{\text{Г}}^* - T_{\text{К}}^*)}{\eta_{\text{Г.Н}}}$ , $H_{\text{У}} = 43000$ кДж/кг				
15	$\bar{G}_{\text{Г.В}} = 1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}} (1 + g_{\text{Т}})$				
Вход в турбину высокого давления					
16	$L_{\text{ТВД}} = L_{\text{КВД}} / \bar{G}_{\text{Г.В}} / \eta_{\text{М}}$ , Дж/кг				
17	$e_{\text{ТВД}}^* = 1 / (1 - \frac{L_{\text{ТВД}}}{c_{\text{рг.в}} \eta_{\text{ТВД}}^* T_{\text{Г}}^*})$ , $c_{\text{рг.в}} = 1246,3$ Дж/кг/К				
18	$\pi_{\text{ТВД}}^* = e_{\text{ТВД}}^{*\frac{k_{\text{Г.В}}}{k_{\text{Г.В}} - 1}}, k_{\text{Г.В}} = 1,3$				
19	$p_{\text{Т.ВД}}^* = p_{\text{В}}^* \pi_{\text{КС}}^* \sigma_{\text{КС}} / \pi_{\text{ТВД}}^*$ , Па				
20	$T_{\text{Т.ВД}}^* = T_{\text{Г}}^* - L_{\text{ТВД}} / c_{\text{рг.в}}$ , К, $c_{\text{рг.в}} = 1246,3$ Дж/кг/К				
Вход в турбину низкого давления					
21	$\bar{G}_{\text{Г.Н}} = \bar{G}_{\text{Г.В}} + g_{\text{охл}}$				
22	$L_{\text{ТНД}} = L_{\text{КНД}} (1 + m) / \bar{G}_{\text{Г.Н}} / \eta_{\text{М}}$ , Дж/кг				

23	$e_{\text{ТНД}}^* = 1 / \left( 1 - \frac{L_{\text{ТНД}}}{c_{\text{рг.н}} \pi_{\text{ТНД}}^* T_{\text{Т.ВД}}^*} \right), c_{\text{рг.н}} = 1158,3 \text{ Дж/кг/К}$				
24	$\pi_{\text{ТНД}}^* = e_{\text{ТНД}}^* \frac{k_{\text{Г.Н}}}{k_{\text{Г.Н}} - 1}, k_{\text{Г.Н}} = 1,33$				
25	$p_{\text{T}}^* = p_{\text{ТВД}}^* / \pi_{\text{ТНД}}^*, \text{ Па}$				
26	$T_{\text{T}}^* = T_{\text{Т.ВД}}^* - L_{\text{ТНД}} / c_{\text{рг.н}}, \text{ К}, c_{\text{рг.н}} = 1158,3 \text{ Дж/кг/К}$				
Выход из камеры смешения					
27	$T_{\text{см}}^* = (T_{\text{T}}^* + m T_{\text{В.ВД}}^*) / (1 + m), \text{ К}$				
28	$\Pi \lambda_{\text{I}} = \left( 1 - \frac{k_{\text{Г.Н}} - 1}{k_{\text{Г.Н}} + 1} \lambda_{\text{I}}^2 \right)^{\frac{k_{\text{Г.Н}}}{k_{\text{Г.Н}} - 1}}, k_{\text{Г.Н}} = 1,33$				
29	$p_{\text{I}} = p_{\text{T}}^* \Pi(\lambda_{\text{I}}), \text{ Па}$				
30	$q(\lambda_{\text{I}}) = \lambda_{\text{I}} \left[ \left( 1 - \frac{k_{\text{Г.Н}} - 1}{k_{\text{Г.Н}} + 1} \lambda_{\text{I}}^2 \right) \frac{k_{\text{Г.Н}} + 1}{2} \right]^{\frac{1}{k_{\text{Г.Н}} - 1}}, k_{\text{Г.Н}} = 1,33$				
31	$\Pi(\lambda_{\text{II}}) = p_{\text{I}} / p_{\text{II}}^*$				
32	$\lambda_{\text{II}} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left( 1 - \Pi(\lambda_{\text{II}})^{\frac{k-1}{k}} \right)}, k = 1,4$				
33	$q(\lambda_{\text{II}}) = \lambda_{\text{II}} \left[ \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{\text{II}}^2 \right) \frac{k+1}{2} \right]^{\frac{1}{k-1}}, k = 1,4$				
34	$\overline{F_{\text{II}}} = \frac{F_{\text{II}}}{F_{\text{I}}} = 0,983 \frac{p_{\text{T}}^* q(\lambda_{\text{I}})}{\overline{G}_{\text{Г.Н}} p_{\text{II}}^* q(\lambda_{\text{II}})} m \sqrt{\frac{T_{\text{В.ВД}}^*}{T_{\text{T}}^*}}$				
35	$p_{\text{см}}^* = \frac{p_{\text{T}}^* + \overline{F_{\text{II}}} p_{\text{II}}^*}{1 + \overline{F_{\text{II}}}}, \text{ Па}$				
36	$\pi_{\text{с.р}} = \frac{p_{\text{см}}^*}{p_{\text{H}}}$				
Вход в сопло					
37	$e_{\text{с}} = \pi_{\text{с.р}} \frac{k_{\text{Г.Н}} - 1}{k_{\text{Г.Н}}}, k_{\text{Г.Н}} = 1,33$				
38	$c_{\text{с}} = \varphi_{\text{с}} \sqrt{2 c_{\text{рг.н}} T_{\text{см}}^* \left( 1 - \frac{1}{e_{\text{с}}} \right)}, \text{ м/с}, c_{\text{рг.н}} = 1158,3 \text{ Дж/кг/К}$				
Удельные параметры двигателя					
39	$P_{\text{уд}} = \left( \frac{\overline{G}_{\text{Г.Н}} + m}{1 + m} \right) c_{\text{с}} \cdot V, \text{ Н/(кг/с)}$				
40	$C_{\text{уд}} = \frac{3600 g_{\text{T}} (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})}{P_{\text{уд}} (1 + m)}, \text{ кг/(ч·Н)}$				

По результатам табл.1.1 вручную строятся графики зависимостей  $p_T^*$ ,  $p_{II}^*$ ,  $T_{к.вд}^*=T_{к}^*$ ,  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$  от  $\pi_{кнд}^*$  (рис. 1.1). Из рис. 1.4, а определяется значение  $\pi_{кнд.опт}^*$ , которое соответствует точке пересечения кривых  $p_T^*=f(\pi_{кнд}^*)$  и  $p_{II}^*=f(\pi_{кнд}^*)$ , а затем по остальным графикам определяются значения температуры за КВД  $T_{к.вд}^*$ ,  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$ , соответствующие найденной величине  $\pi_{кнд.опт}^*$ .

Полученное значение  $\pi_{кнд.опт}^*$ ,  $T_{к}^*$ ,  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$  необходимо согласовать с преподавателем, после чего можно приступить к выполнению первого этапа курсовой работы с помощью ЭВМ.

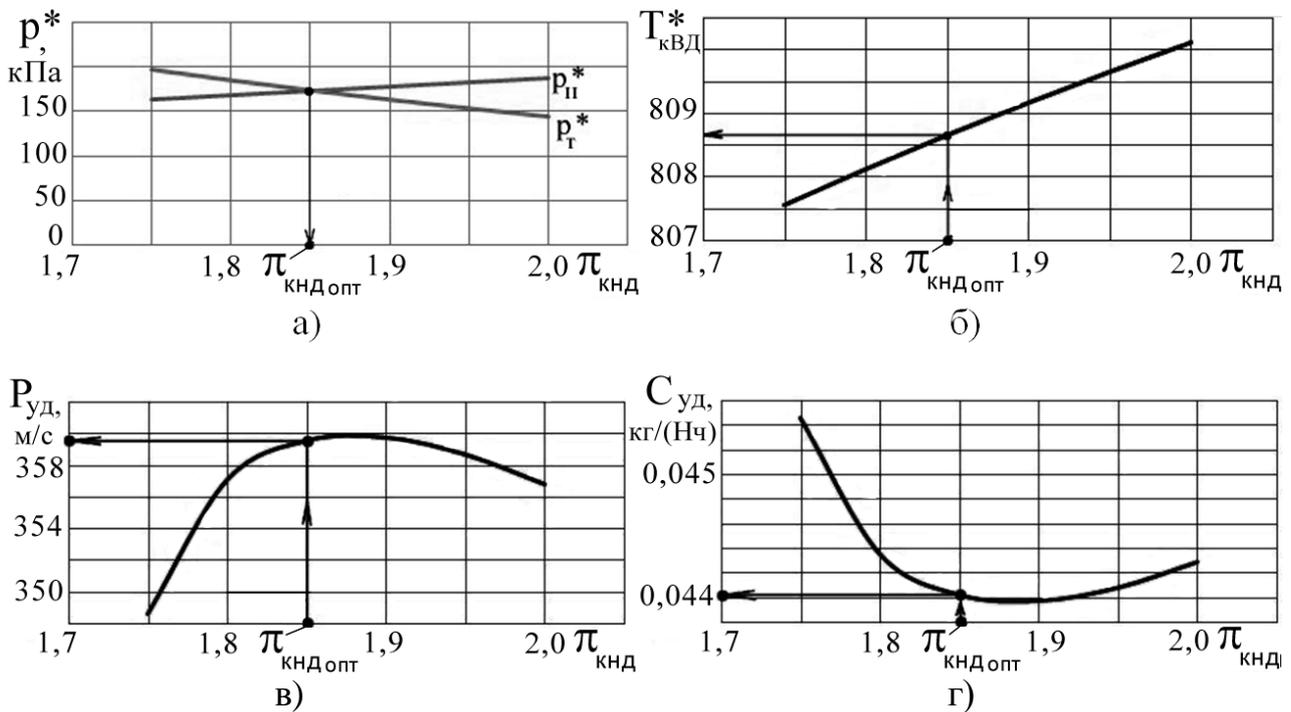


Рис. 1.4. Порядок определения  $\pi_{кнд.опт}^*$ ,  $T_{к.вд}^*$ ,  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$  на расчетном режиме работы двигателя

### 1.1.2. Расчет основных параметров ТРДДсм и характеристик компрессора на ЭВМ

#### *Первое обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 1)*

**ПРИМЕЧАНИЕ.** *Всё, что в этом пособии здесь и ниже выделено курсивом, следует подготовить перед обращением к программе расчета на ЭВМ при выполнении расчетов по каждому из четырех этапов курсовой работы.*

*После определения оптимального значения  $\pi_{кнд.опт}^*$  и соответствующих ему значений  $T_{к.вд}^*$ ,  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$  (рис. 1.4) дальнейший расчет основных параметров двигателя и характеристик каскадов компрессора проводится на ЭВМ.*

При этом расчет может проводиться как при  $\pi_{\text{кнд}}^* = \pi_{\text{кнд.опт}}^*$ , так и при несколько скорректированных значениях  $\pi_{\text{кнд}}^*$ , например, путем некоторого его снижения. Поэтому ЭВМ после введения в нее ранее определенных ручным расчетом значений  $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$ ,  $T_{\text{к}}^*$ ,  $P_{\text{уд}}$  и  $C_{\text{уд}}$  запрашивает, с какими значениями  $\pi_{\text{кнд}}^*$  и  $\pi_{\text{квд}}^*$  следует вести дальнейший расчет (оптимальными, рассчитанными на ЭВМ, оптимальными, рассчитанными вручную, или с другими значениями).

Также ЭВМ потребует указать следующие выбранные значения:

- $T_{\text{к.вд}}^*$ ;
- физической окружной скорости на внешнем диаметре рабочих колес КВД и КНД, т.е.  $u_{\text{кнд}}$  и  $u_{\text{квд}}$ ;
- запасов газодинамической устойчивости этих каскадов  $\Delta K_{\text{у.кнд}}$ ,  $\Delta K_{\text{у.квд}}$ :  
Сначала необходимо определить значение приведенной окружной скорости на внешнем диаметре каскада компрессора  $u_{\text{к.пр}} = u_{\text{к}} \sqrt{288,15 / T_{\text{в}}^*}$ . Оно зависит от типа компрессора и может быть определено по табл. 1.2.

Таблица 1.2

Тип компрессора	Дозвуковой	Трансзвуковой	Сверхзвуковой
$u_{\text{к.пр}}$ , м/с	300...350	400...470	$\geq 500$

Современные ТРДД имеют транс- или сверхзвуковые КНД, а значения  $T_{\text{в}}^*$  на расчетном режиме работы двигателя обычно не сильно отличаются от 288К. Тогда значения физической и приведенной скорости будут примерно одинаковы. Значит в соответствии с табл. 1.2 значение  $u_{\text{кнд}}$  может быть выбрано в диапазоне  $u_{\text{кнд}} = 400 \dots 500$  м/с.

Значение  $u_{\text{квд}}$  ограничено по прочности элементов конструкции турбины высокого давления. Поэтому  $u_{\text{квд}}$  следует выбрать в диапазоне значений  $u_{\text{квд}} = 350 \dots 450$  м/с.

Необходимо также указать, является ли компрессор регулируемым или нерегулируемым. Обычно КНД имеет низкие значения  $\pi_{\text{кнд.опт}}^* = 1,5 \dots 4$ , т.е. является низконапорным, что, как правило, не требует его регулирования. КВД имеет более высокие значения  $\pi_{\text{квд}}^* = 5 \dots 9$ , т.е. является высоконапорным, что, как правило, требует его регулирования, например, поворотом лопаток НА на нерасчетных режимах работы.

Для обеспечения устойчивой работы каскадов компрессора на различных режимах работы двигателя оказывается достаточным в КНД иметь на расчетном режиме  $\Delta K_{\text{у.кнд}} = 15 \dots 22\%$ , а в КВД –  $\Delta K_{\text{у.квд}} = 16 \dots 20\%$ .

Все рассчитанные и выбранные выше данные ЭВМ предложит ввести в соответствующие диалоговые окна, которые последовательно выводятся на экран компьютера.

После этого ЭВМ будет произведен термодинамический расчет двигателя, расчет характеристик КНД и КВД и размеров проточной части двигателя. При этом на экран компьютера эти характеристики будут выведены в виде рисунков \*.bmp (рис. 1.5). Эти рисунки следует сохранить на каком-либо диске компьютера в выделенной ранее папке при первом обращении к программе расчета на ЭВМ.

Перед расчетом размеров проточной части двигателя ЭВМ также предложит ввести значение площади проточной части на входе в двигатель, т.е. в компрессор низкого давления. Его следует рассчитать, используя значение приведенного расхода воздуха через двигатель  $G_{в.пр}$  и относительной плотности тока на входе в двигатель  $q(\lambda)_в$ , которые выводятся ЭВМ в диалоговом окне перед расчетом геометрических размеров проточной части двигателя.

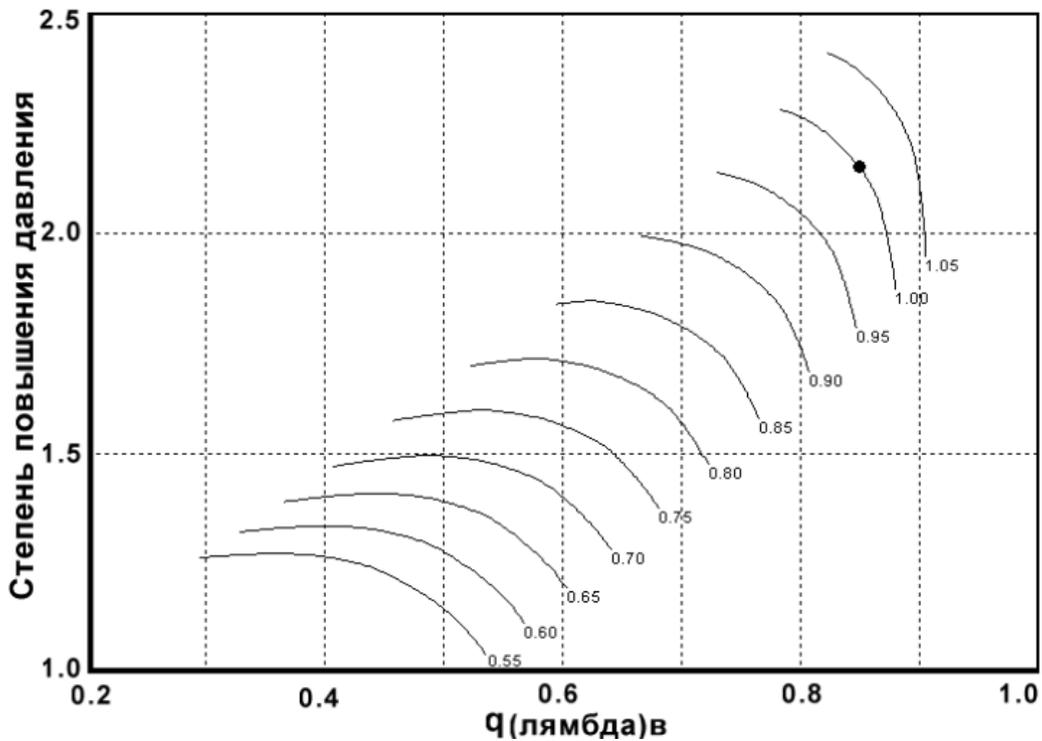


Рис. 1.5. Характеристики КНД

Значение  $F_в$  определяется из формулы расхода воздуха через вход в двигатель  $G_в = m \frac{p_в^*}{T_в^*} q(\lambda)_в F_в$ , откуда следует, что  $F_в = \frac{G_в \overline{T_в^*}}{m p_в^* q(\lambda)}$ .

$$\text{Так как } G_{в.пр} = G_в \frac{101300}{p_в^*} \frac{\overline{T_в^*}}{288.1}, \text{ то } G_в = G_{в.пр} \frac{p_в^*}{101300} \frac{288.1}{\overline{T_в^*}}$$

и тогда  $F_в = G_{в.пр} \frac{288.1}{101300 m q(\lambda)_в}$ , где  $m=0,0404$ .

В процессе расчета размеров проточной части двигателя на экран компьютера выводится диалоговое окно, изображенное на рис.1.6.

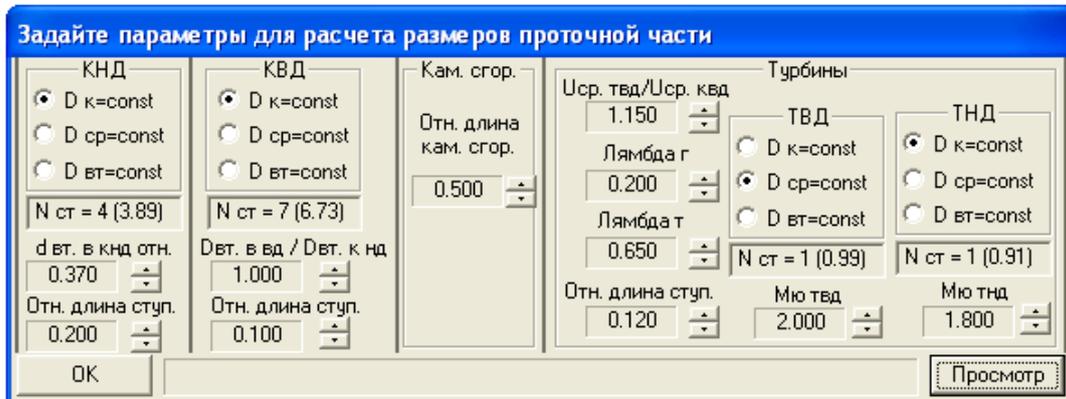


Рис. 1.6. Вид диалогового окна на экране ЭВМ для расчета схемы проточной части двигателя

Если необходимо, в этом окне можно задать или изменить следующие параметры:

- законы профилирования проточной части КНД, КВД, ТВД и ТНД:  $D_k = \text{const}$ ,  $D_{cp} = \text{const}$  и  $D_{вт} = \text{const}$ ;
- относительный диаметр втулки на входе в КНД  $\bar{d}_{вт.кнд}$ ;
- относительную длину ступени, влияющую на длину соответствующих каскадов;
- относительную длину камеры сгорания;
- отношение окружных скоростей  $u_{ср.твд}/u_{ср.квд}$ ;
- относительные скорости  $\lambda_T$  и  $\lambda_t$ ;
- коэффициенты нагрузки ступеней  $\mu_{твд}$  и  $\mu_{тнд}$  в пределах 1,2...1,6. Но в целях сокращения потребного числа ступеней его можно увеличить до значения 1,7...2,0.

Изменяя указанные параметры и нажимая кнопку «Просмотр», можно добиться наиболее рациональной конфигурации проточной части двигателя с наименьшими лобовыми размерами (миделем) двигателя и минимальным количеством ступеней в каскадах компрессора и турбин. После нажатия кнопки «ОК» выбранный вариант проточной части двигателя будет выдан на экран компьютера в виде рис. 1.7.

Этот рисунок и текстовый файл с численными данными термодинамического расчета параметров двигателя, характеристик каскадов компрессора и размеров проточной части двигателя также следует сохранить в ранее выделенной папке.

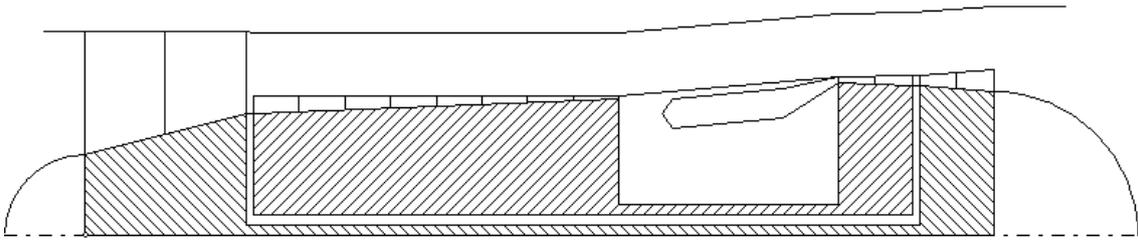


Рис. 1.7. Схема проточной части турбокомпрессорного модуля ТРДДсм

## 1.2. Расчет характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ТРДДсм (этап 2)

**Газогенератором** называется часть ТРДДсм, включающая КВД, камеру сгорания и турбину высокого давления.

Характеристикой одновального газогенератора называются зависимости степени повышения давления в нем  $\pi_{ГГ}^* = p_{Т.ВД}^* / p_{В.ВД}^*$ , степени подогрева  $\tau_{ГГ.р}^* = T_{Т.ВД}^* / T_{В.ВД}^*$ , приведенного расхода воздуха через ГГ  $G_{В.пр.ГГ}$ , а также степени повышения температуры в рабочем процессе газогенератора  $\Delta_{ГГ.р}^* = T_{Г}^* / T_{В.ВД}^*$  от приведенной частоты вращения  $n_{ВД.пр}$  (или в относительном виде от  $\bar{n}_{ВД.пр} = n_{ВД.пр} / n_{ВД.прр}$ ).

### 1.2.1. Определение параметров газогенератора на расчетном режиме работы двигателя

Вначале необходимо определить параметры газогенератора (ГГ) на расчетном режиме работы двигателя, необходимые для последующих расчетов:

- степень повышения давления в газогенераторе  $\pi_{ГГ.р}^* = p_{Т.ВД}^* / p_{В.ВД}^*$ ;
- степень повышения температуры в газогенераторе  $\tau_{ГГ.р}^* = T_{Т.ВД}^* / T_{В.ВД}^*$ ;
- степень подогрева рабочего тела в газогенераторе  $\Delta_{ГГ.р}^* = T_{Г}^* / T_{В.ВД}^*$ ;

Для определения  $p_{В.ВД}^*$ ,  $p_{Т.ВД}^*$ ,  $T_{В.ВД}^*$  и  $T_{Т.ВД}^*$  на расчетном режиме необходимо построить графики зависимостей этих параметров от  $\pi_{КНД}^*$ , используя данные, представленные в табл. 1.1. Из полученных графиков (рис. 1.8) при значении  $\pi_{КНД}^* = \pi_{КНД.опт}^*$  следует определить значения всех перечисленных выше параметров.

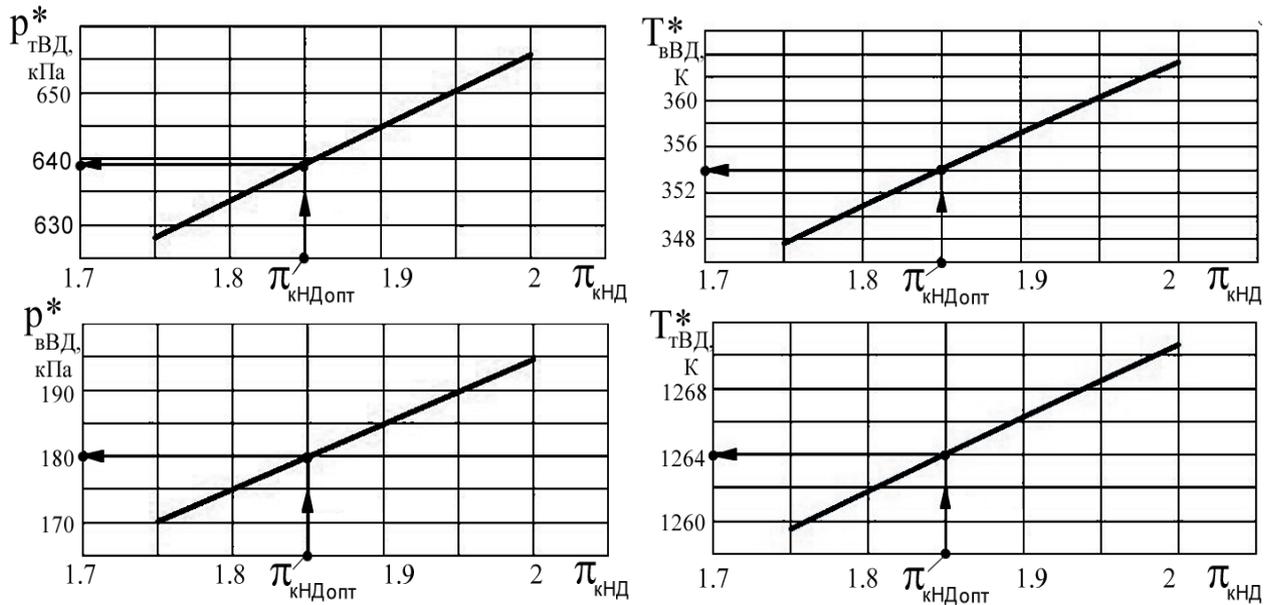


Рис. 1.8. Зависимости  $p_{\text{в.ВД}}^*$ ,  $p_{\text{т.ВД}}^*$ ,  $T_{\text{в.ВД}}^*$  и  $T_{\text{т.ВД}}^*$  от  $\pi_{\text{кнд}}^*$

### 1.2.2. Определение положения рабочей точки на характеристике КВД при $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$

Для расчета характеристик ГГ необходимо определить положение рабочей линии на характеристике КВД, т.е. геометрическое место точек, удовлетворяющих условию совместной работы элементов ГГ (КВД, камеры сгорания и турбины высокого давления) во всем диапазоне изменения  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ .

Условия совместной работы КВД, камеры сгорания и турбины высокого давления (ТВД) в системе газогенератора выражаются следующими уравнениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\pi_{\text{к.ВД}}^*}{q(\lambda_{\text{в.ВД}})} = A \sqrt{\frac{T_{\text{Г}}^*}{T_{\text{в.ВД}}^*}}; \end{array} \right. \quad (1.1)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\pi_{\text{к.ВД}}^*}{q(\lambda_{\text{в.ВД}})} = C \sqrt{\frac{\pi_{\text{к.ВД}}^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{\text{к.ВД}}^*}}. \end{array} \right. \quad (1.2)$$

Первое из этих уравнений (1.1) следует из баланса расходов воздуха и газа через КВД, камеру сгорания и ТВД, а второе (1.2) – из условия совместного решения уравнения баланса расходов и баланса работ КВД и ТВД.

Зная все параметры компрессора на расчетном режиме, можно определить значение константы  $C$ , а затем, используя уравнение (1.2) и характеристи-

ку компрессора, найти положение на ней рабочих точек при различных значениях  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ . Это можно сделать, например, путем перебора значений  $\pi_{\text{квд}}^*$ , соответствующих нескольким точкам на напорной кривой характеристики КВД при данном  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ , определения (по характеристике) соответствующих значений  $q(\lambda_{\text{в.вд}})$ ,  $\eta_{\text{квд}}^*$  и вычисления для каждой из них значения  $C$ , следующего из формулы (1.2). Сравнивая его со значением  $C_0$  на расчетном режиме и добившись их равенства, находится положение рабочей точки при данном  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ .

Контрольный расчет положения рабочей точки на характеристике КВД **вручную** проводится только для одного значения  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}=0,95$  и выполняется в следующей последовательности.

1. На расчетном режиме КВД определяется значение константы  $C$  в формуле (1.2), обозначим его символом  $C_0$ . Из формулы (1.2) следует, что

$$C_0 = \frac{\pi_{\text{квд.р}}^*}{q(\lambda_{\text{в.вд.р}})} \sqrt{\frac{\pi_{\text{квд.р}}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{\text{квд.р}}^*}} \quad (1.3)$$

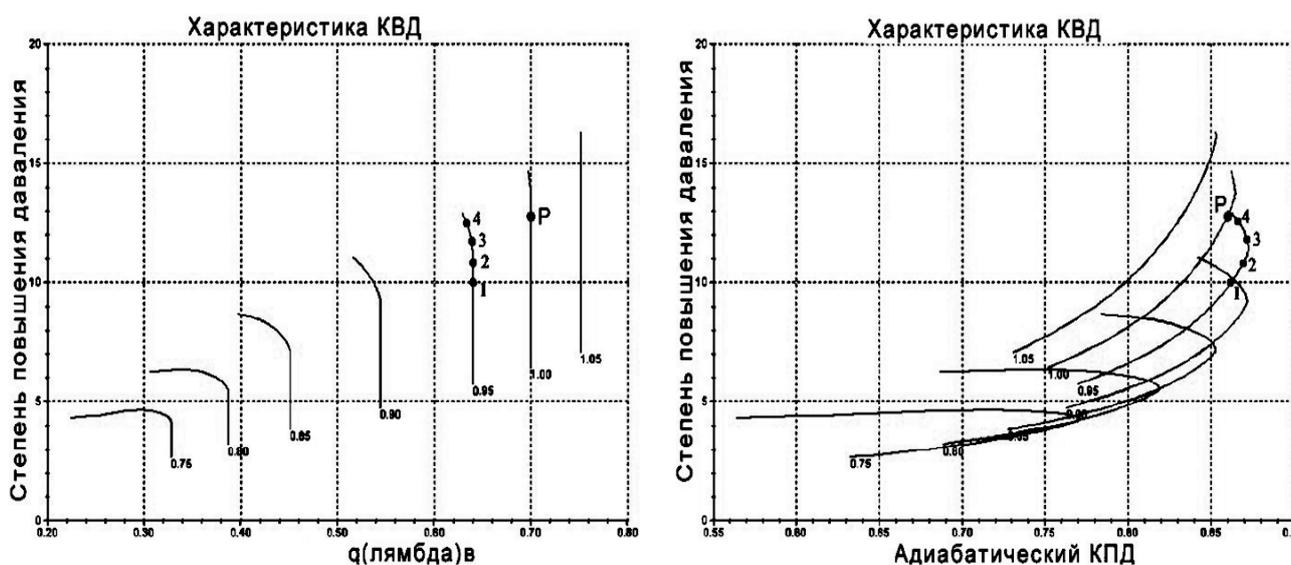


Рис.1.9. Выбор точек на характеристике КВД для  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}=0.95$

Расчетные параметры КВД, входящие в формулу 1.3, следует определить из характеристики КВД (рис. 1.9) на расчетном режиме его работы (т.е. при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}=1,0$ ). Расчетный режим КВД на этом рисунке обозначен точкой «Р». Однако лучше эти же параметры определить из текстового файла, полученного в процессе выполнения первого этапа курсовой работы. Ниже приведен фрагмент этого файла, в котором данные КВД при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}=1,0$  подчеркнуты (см. верхнюю часть этого фрагмента).

## Характеристики КВД:

Пи*=13.539 Q(L)B=0.700 КПД*=0.860 Дельта КУ=15.0%									
Uк,м/с=400.0 Uкпр,м/с=361.0 Q(LK)=0.406 Fв/Fк=5.192									
N пр =0.75	Q(LB)	0.222	0.248	0.294	0.319	0.323	0.323	0.323	0.323
	Пи*	4.410	4.513	4.778	4.551	4.030	3.403	2.776	
	КПД*	0.557	0.608	0.714	0.761	0.750	0.705	0.632	
N пр =0.80	Q(LB)	0.304	0.339	0.367	0.383	0.384	0.384	0.384	0.384
	Пи*	6.482	6.584	6.345	5.788	5.018	4.189	3.359	
	КПД*	0.683	0.746	0.795	0.816	0.796	0.757	0.689	
N пр =0.85	Q(LB)	0.397	0.422	0.441	0.449	0.449	0.449	0.449	0.449
	Пи*	9.084	8.773	8.112	7.175	6.162	5.087	4.011	
	КПД*	0.784	0.820	0.845	0.849	0.828	0.792	0.730	
N пр =0.90	Q(LB)	0.516	0.531	0.542	0.543	0.543	0.543	0.543	0.543
	Пи*	11.642	10.917	9.896	8.665	7.488	6.237	4.986	
	КПД*	0.842	0.860	0.871	0.863	0.845	0.815	0.764	
N пр =0.95	Q(LB)	0.629	0.638	0.639	0.639	0.639	0.639	0.639	0.639
	Пи*	13.652	12.651	11.343	9.998	8.732	7.387	6.042	
	КПД*	0.863	0.871	0.869	0.857	0.840	0.813	0.771	
N пр =1.00	Q(LB)	0.698	0.700	0.700	0.700	0.700	0.700	0.700	0.700
	Пи*	15.523	14.235	12.723	11.210	9.787	8.275	6.762	
	КПД*	0.862	0.864	0.854	0.840	0.822	0.794	0.753	
N пр =1.05	Q(LB)	0.752	0.752	0.752	0.752	0.752	0.752	0.752	0.752
	Пи*	17.297	15.802	14.108	12.414	10.819	9.125	7.431	
	КПД*	0.853	0.848	0.837	0.821	0.802	0.773	0.731	

2. На напорной кривой характеристики КВД, соответствующей приведенной частоте вращения  $\bar{n}_{вд.пр} = 0,95$  (рис. 1.6), необходимо выбрать 3 - 4 точки, для каждой из которых определяются соответствующие значения  $\pi_{квд}^*$ ,  $q(\lambda_{в.вд})$ ,  $\eta_{квд}^*$  и по ним вычисляется константа С по следующей формуле

$$C = \frac{\pi_{квд}^*}{q(\lambda_{в.вд})} / \sqrt{\frac{\pi_{квд}^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{квд}^*}} \quad (1.4)$$

Однако удобнее для вычисления константы С необходимые значения  $\pi_{квд}^*$ ,  $q(\lambda_{в.вд})$ ,  $\eta_{квд}^*$  также определять из приведенного выше текстового файла. Необходимые данные внизу этого файла при  $\bar{n}_{вд.пр} = 0,95$  также подчеркнуты.

Результаты расчета значений константы С сводятся в табл. 1.3.

Таблица 1.3

Параметры	№ точки на напорной ветке КВД при $n_{\text{вд.пр}}=0.95$			
	1	2	3	4
$\pi_{\text{КВД}}^*$				
$q(\lambda_{\text{в.вд}})$				
$\eta_{\text{КВД}}^*$				
$C$				

3. По данным табл. 1.3 строится график зависимости  $C=f(\pi_{\text{КВД}}^*)$ , показанный на рис.1.10. Пересечение на нем горизонтальной линии, соответствующей значению  $C_0$ , с линией  $C=f(\pi_{\text{КВД}}^*)$  определяет значение  $\pi_{\text{КВД}}^*$  (т.е. положение рабочей точки) на напорной ветке КВД при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}=0.95$ . Затем по характеристике КВД (рис. 1.9) определяется значение  $q(\lambda_{\text{в.вд}})$  и  $\eta_{\text{КВД}}^*$ , соответствующее этой рабочей точке.

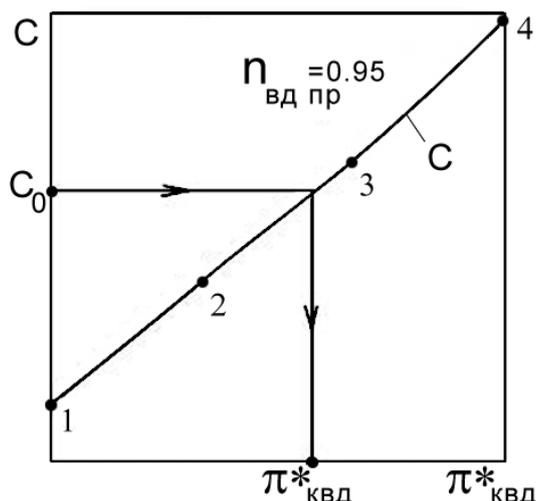


Рис. 1.10. К расчету положения рабочей точки на характеристике КВД при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}=0.95$

### 1.2.3. Расчет параметров газогенератора ТРДдсм при $\bar{n}_{\text{вд.пр}}=0,95$

После определения в пункте 1.2.2 значений  $\pi_{\text{КВД}}^*$  и  $q(\lambda_{\text{в.вд}})$  на рабочей линии при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}=0,95$  следует определить соответствующие значения  $\pi_{\text{ГГ}}^*$ ,  $\tau_{\text{ГГ}}^*$  и  $\Delta_{\text{ГГ}}^*$  при этих же  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$  в следующей последовательности.

1. При принятом допущении о постоянстве  $\pi_{Т.ВД}^*$  степень повышения давления в газогенераторе  $\pi_{ГГ}^* = \frac{P_{Т.ВД}^*}{P_{В.ВД}^*} = \frac{\pi_{К.ВД}^* \sigma_{КС}}{\pi_{Т.ВД}^*}$  оказывается пропорциональной  $\pi_{К.ВД}^*$ . Тогда:

$$\pi_{ГГ}^* = \pi_{ГГ.р}^* \frac{\pi_{К.ВД}^*}{\pi_{К.ВД.р}^*}. \quad (1.5)$$

В этой формуле и ниже индекс «р» относится к расчетному режиму работы двигателя. Параметры ГГ ( $\pi_{ГГ.р}^*$ ,  $\Delta_{ГГ.р}^*$  и  $\tau_{ГГ.р}^*$ ), соответствующие этому режиму, были рассчитаны выше в пункте 1.2.1, а значения  $\pi_{К.ВД.р}^*$  и  $q(\lambda_{В.ВД.р})$  определяются из характеристики КВД при  $\bar{n}_{ВД.пр} = 1,0$  (рис. 1.9).

Однако удобнее эти значения определить из текстового файла по результатам термодинамического расчета, который получен при выполнении первого этапа курсовой работы. Фрагмент этого файла приведен ниже. В нем необходимые расчетные параметры  $\pi_{К.ВД.р}^*$  и  $q(\lambda_{В.ВД.р})$ , а также  $\pi_{ГГ.р}^*$ ,  $\Delta_{ГГ.р}^*$  и  $\tau_{ГГ.р}^*$  подчеркнуты.

Расчетные параметры лопаточных машин:

	<u>Пи*к</u>	<u>КПД*к</u>	<u>Q(L)в</u>	<u>Тау*к</u>	<u>Гв.пр</u>	<u>Пи*т</u>	<u>Лт/То*</u>
КНД, ТНД	<u>1.954</u>	0.840	<u>0.850</u>	1.251	371.6	4.319	315.6
КВД, ТВД	<u>12.791</u>	0.860	<u>0.700</u>	2.246	38.7	3.532	288.1

Расчетные параметры рабочего процесса функциональных модулей:

<u>Пи*</u>	<u>Тау*</u>	<u>Дельта*</u>	<u>Гтч.пр</u>
<u>3.556</u>	<u>3.572</u>	<u>4.663</u>	<u>5746</u>

2. Из уравнения (1.1) следует, что степень подогрева рабочего тела в газогенераторе  $\Delta_{ГГ}^* = T_{Г}^* / T_{В.ВД}^*$ , которая изменяется при изменении частоты вращения КВД пропорционально  $[\pi_{КВД}^* / q(\lambda_{В.ВД})]^2$ . Следовательно

$$\Delta_{ГГ}^* = \Delta_{ГГ.р}^* \left( \frac{\pi_{КВД}^*}{\pi_{КВД.р}^*} \right)^2 \left( \frac{q(\lambda_{В.ВД.р})}{q(\lambda_{В.ВД})} \right)^2. \quad (1.6)$$

Постоянству  $\pi_{ТВД}^*$ , т.е. отношению полных давлений перед и за ТВД соответствует постоянство и отношения температур  $T_{Г}^* / T_{В.ВД}^*$ . Тогда:

$$\tau_{ГГ}^* = \tau_{ГГ.р}^* \frac{\Delta_{ГГ}^*}{\Delta_{ГГ.р}^*}. \quad (1.7)$$

### 1.2.4. Расчет характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ТРДДСм

Формулы (1.5), (1.6) и (1.7) позволяют рассчитать характеристику ГГ во всем диапазоне  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ , используя вычисленные ранее в п.1.2.1  $\pi_{\text{ГГ.р}}^*$ ,  $\tau_{\text{ГГ.р}}^*$  и  $\Delta_{\text{ГГ.р}}^*$ .

#### *Второе обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 2)*

Расчет положения рабочей линии на характеристике КВД и КНД (рис. 1.11), характеристик ГГ и ТКМ во всем диапазоне  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$  производится на ЭВМ. Для этого в ЭВМ необходимо ввести полученные в пункте 1.2.3 ручным расчетом по формулам (1.5, 1.6 и 1.7) значения  $\pi_{\text{ГГ}}^*$ ,  $\tau_{\text{ГГ}}^*$  и  $\Delta_{\text{ГГ}}^*$  для  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}=0,95$ .

Результаты расчета на ЭВМ в виде графиков выводятся на экран дисплея и в текстовый файл. Их следует записать в папку, определенную при первом обращении к программе расчета ТРДДСм на ЭВМ.

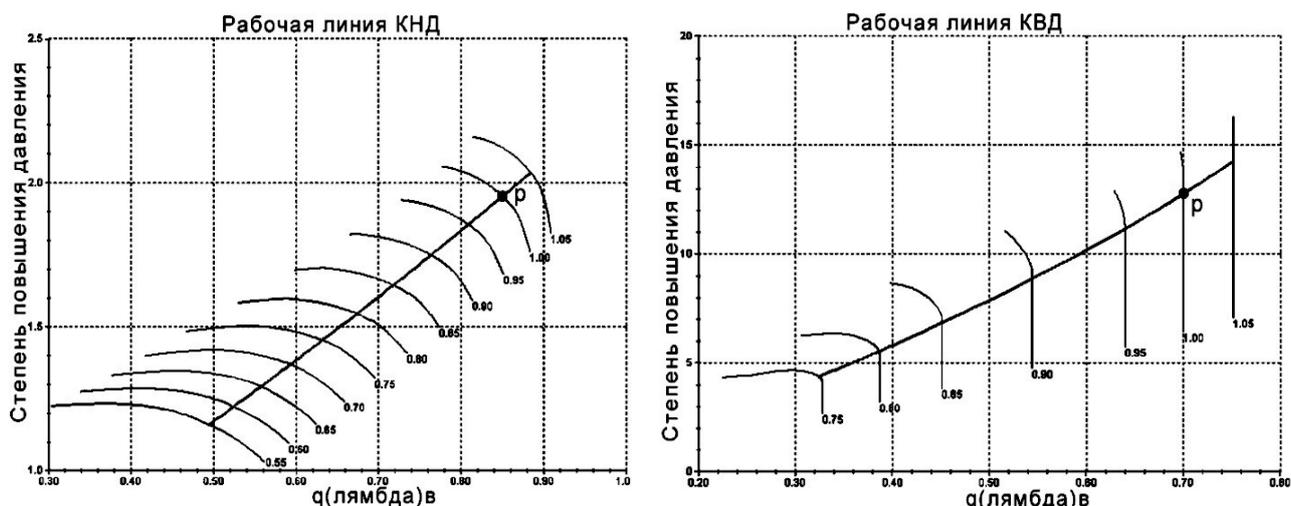


Рис. 1.11. Рабочие линии на характеристиках КНД и КВД

### 1.3. Расчет линии предельных режимов и программы управления ТРДДСм (этап 3)

Формирование программы управления двигателя на максимальном режиме начинается с построения так называемой «**линии предельных режимов**» (ЛПР), которая ограничивает максимально допустимые значения приведенной  $n_{\text{нд.пр}}$  (и, соответственно, физической  $n$ ) частоты вращения роторов двигателя в зависимости от температуры заторможенного потока воздуха  $T_{\text{в}}^*$  на входе в него. Эти значения могут быть ограничены (в том или ином диапазоне значений

$T_{в}^*$ ) прочностью роторов ( $n_{нд.мах}$ ,  $n_{вд.мах}$ ), жаропрочностью лопаток турбины ( $T_{г.мах}^*$ ) или газодинамической устойчивостью каскадов компрессора ( $\Delta K_{у.мин}$ ).

При обычном расположении рабочей линии на характеристиках КНД и КВД ТРДДсм минимальные запасы устойчивости  $\Delta K_{у.мин}$  наблюдаются в КНД в области приведенных частот вращения, превышающих расчетную, т.е. при  $n_{нд.пр} > 1,0$ . Поэтому ограничению по  $\Delta K_{у.мин}$  соответствует ограничение  $n_{нд.пр.мах}$ . Существенное снижение  $\Delta K_{у}$  может наблюдаться также в КВД в области пониженных частот вращения. Но  $\Delta K_{у.мин}$  обеспечивается в этом случае не за счет ограничений, а путем соответствующего регулирования компрессора.

ЛПР представляется в виде максимального (с учетом этих ограничений) значения  $n_{нд.пр.мах}$  в зависимости от  $T_{в}^*$ , как показано на рис.1.12, а и строится по результатам расчета характеристики турбокомпрессорного модуля (ТКМ) двигателя.

Для построения ЛПР прежде всего, следует определить ограничиваемые величины, т.е. значения  $n_{нд.мах}$ ,  $n_{вд.мах}$ ,  $T_{г.мах}^*$  и  $n_{нд.пр.мах}$ .

Одно из ограничений физической частоты вращения  $n_{нд.мах}$  или  $n_{вд.мах}$  должно быть задано равным 100% от расчетного (или в относительном виде равным 1,0), поскольку расчетный режим является максимальным. Частота вращения другого ротора обычно ограничивается величиной 102...105%. Таким образом, в относительном виде задается: или  $n_{нд.мах} = 1,02...1,05$  и тогда  $n_{вд.мах} = 1,0$ ; или  $n_{вд.мах} = 1,02...1,05$  и тогда  $n_{нд.мах} = 1,0$ .

Максимально допустимая температура газов  $T_{г.мах}^*$  в турбинах с охлаждаемыми лопатками обычно всего лишь на 20...40 градусов превышает расчетную, т.е.  $T_{г.мах}^* = T_{г}^* + (20...40^{\circ}\text{K})$ .

Значение  $\Delta K_{у.мин}$  и, соответственно,  $n_{нд.пр.мах}$  определяется необходимостью иметь достаточный запас устойчивости на переходных режимах и при возникновении возмущений на входе в компрессор, возникающих при различных углах атаки и скольжения. В данной работе значение  $n_{нд.пр.мах}$  выбирается на основании статистических данных, согласно которым оно обычно равно 100...105% (т. е. в относительном виде  $n_{нд.пр.мах} = 1,0...1,05$ ).

По заданным значениям ограничиваемых параметров  $n_{нд.мах}$ ,  $n_{вд.мах}$ ,  $T_{г.мах}^*$  и  $n_{нд.пр.мах}$  ЭВМ строит график, содержащий кривые  $T_{в}^* \text{ по } n_{нд.мах} = f(n_{нд.пр})$ ,  $T_{в}^* \text{ по } n_{вд.мах} = f(n_{нд.пр})$  и  $T_{г.мах}^* \text{ по } n_{нд.пр} = f(n_{нд.пр})$ , который показан на рис. 1.12, а. Затем на тот же график наносится горизонтальная линия, соответствующая ограничению по запасу устойчивости КНД, т.е. линия  $n_{нд.пр.мах} = \text{const}$ . После

этого по точкам пересечения построенных кривых определяются температуры  $T_{B1}^*$ ,  $T_{B2}^*$  и  $T_{B3}^*$ , соответствующие переходу от одного ограничения к другому.

При этом, возможно, что не все из этих значений температур (кроме  $T_{B1}^*$ ) могут быть определены, т.е. не все кривые будут иметь точки пересечения в рассматриваемом диапазоне значений  $T_B^*$ .

Линией предельных режимов является огибающая снизу линий  $\rho_{B, \text{нд. пр. max}}^* = f(\bar{n}_{\text{нд. пр.}})$ ,  $\rho_{B, \text{вд. max}}^* = f(\bar{n}_{\text{нд. пр.}})$ ,  $\rho_{B, \text{г. max}}^* = f(\bar{n}_{\text{нд. пр.}})$  и линии  $\bar{n}_{\text{нд. пр. max}} = \text{const}$ . Она является основой для формирования программы регулирования двигателя на максимальном режиме (рис. 1.12, б).

### Третье обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 3)

Линия предельных режимов рассчитывается и строится с помощью ЭВМ после задания в диалоговом окне, которое выводится на экран при обращении к этапу расчета ЛПР, значений ограничиваемых параметров в следующих диапазонах:  $\bar{n}_{\text{нд. пр. max}} = 1,02 \dots 1,05$ ;  $\bar{n}_{\text{вд. max}} = 1,02 \dots 1,05$ ;  $\bar{n}_{\text{нд. пр. max}} = 1,0 \dots 1,05$ ;  $T_{\text{г. max}}^* = T_{\text{г. р}}^* + (20 \dots 40\text{К})$ , где  $T_{\text{г. р}}^*$  – расчетное значение температуры газов перед турбиной, заданное в бланке-задании на курсовую работу.

После построения линии предельных режимов ЭВМ рассчитывает программу управления двигателем.

Результаты этих расчетов выводятся на экран в виде графиков (рис. 1.12) и текстового файла, которые следует сохранить, как это делалось выше в предыдущих этапах расчета.

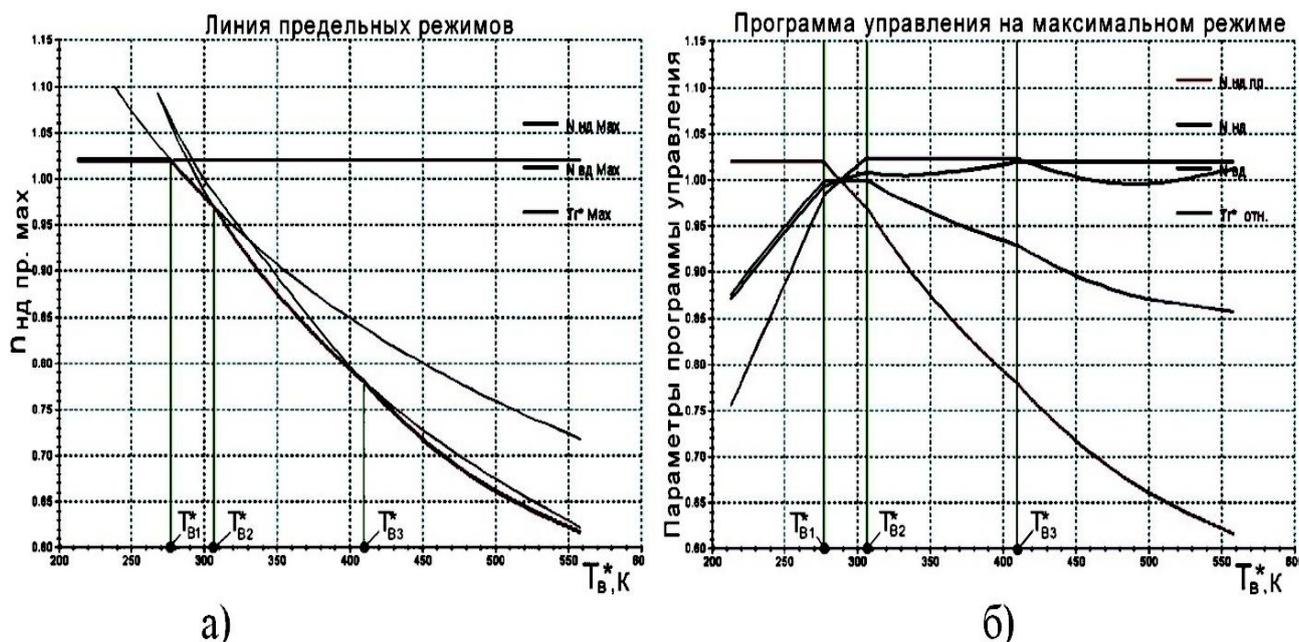


Рис. 1.12. Линия предельных режимов и программа регулирования двигателя

## 1.4. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДДсм (этап 4)

### 1.4.1. Эксплуатационные характеристики ТРДДсм

**Характеристиками авиационных ГТД** называются зависимости тяги  $P$  и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  от условий полета и режима работы двигателя.

К характеристикам ТРДДсм относят высотно-скоростные и дроссельные.

**Высотно-скоростными характеристиками (ВСХ)** называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от числа  $M_H$  (скорости полета  $V$ ) и высоты полета  $H$  на заданном режиме работы двигателя и принятой программе управления двигателя.

При расчете ВСХ выбирается максимальный режим работы двигателя.

**Дроссельными характеристиками** двигателя называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от режима работы двигателя при неизменных условиях полета ( $H, M_H$ ).

При расчете характеристик ТРДДсм используются полученные выше характеристики ТКМ и программа управления двигателем.

### 1.4.2. Расчет высотно-скоростных характеристик ТРДДсм

**Скоростными характеристиками** двигателя называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от числа  $M_H$  (скорости полета) на неизменной высоте полета ( $H=const$ ) при заданном режиме работы двигателя и принятой программе управления двигателя.

Расчет скоростной характеристики двигателя (для различных высот полета) на основе полученных ранее характеристик ТКМ для ТРДДсм ведется в следующем порядке.

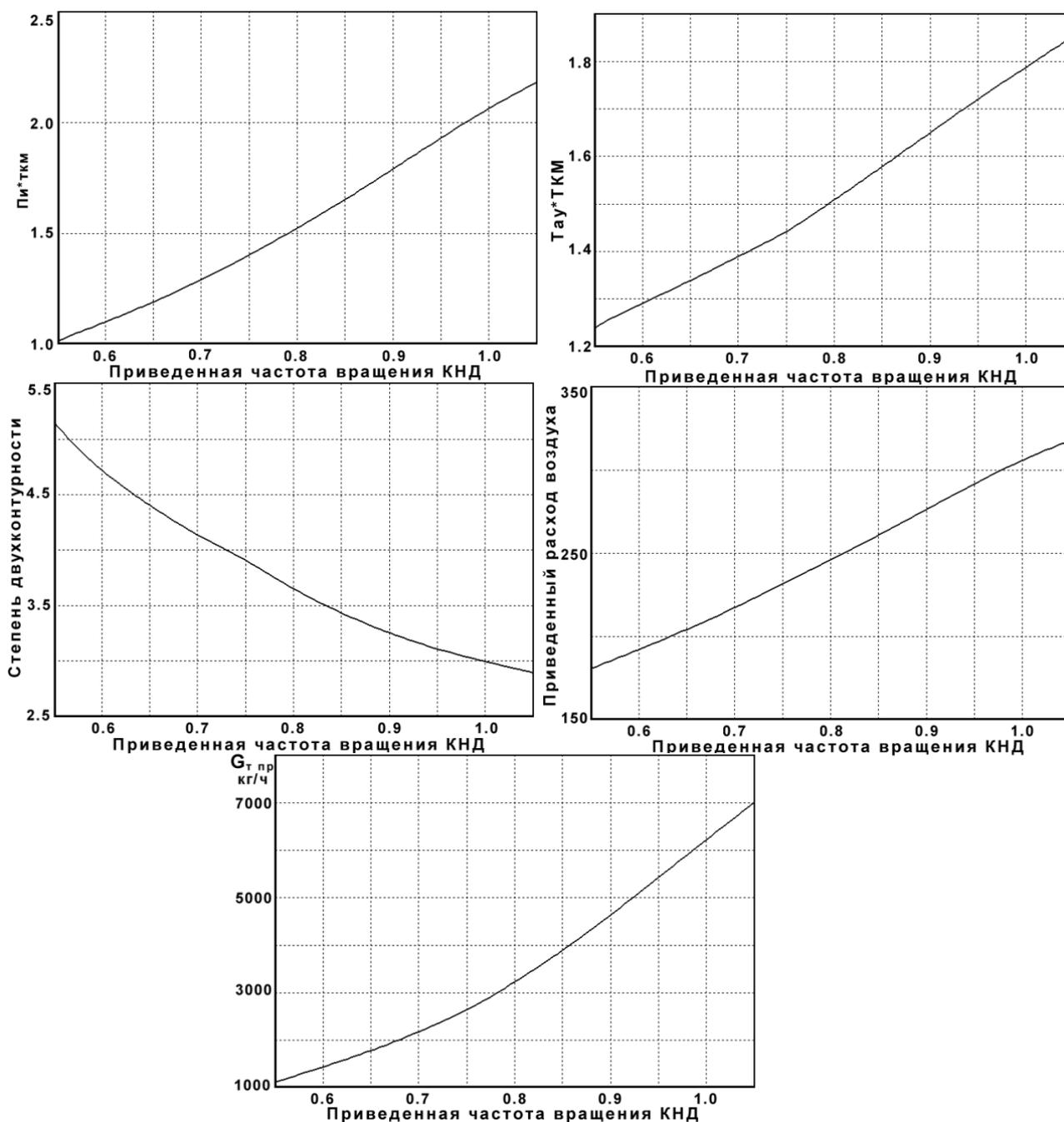


Рис. 1.13. Характеристики турбокомпрессорного модуля

1. При выбранных значениях  $N$  и  $M_H$  определяются значения  $p_H$  и  $T_H$  по таблице стандартной атмосферы (см. Приложение 1), параметры заторможенного потока на входе в КНД, а также скорость полета:

$$T_B^* = T_H(1 + 0,2M_H^2), K; p_B^* = p_H \sigma_{вх} (T_B^*/T_H)^{3,5}, Pa; a_H = \sqrt{kRT_H}, m/c; V = a_H M_H, m/c.$$

2. По линии предельных режимов работы двигателя (рис. 1.12, а) находится соответствующее данному значению  $T_B^*$  значение  $n_{нд,пр}$  на максимальном режиме.

3. По характеристике ТКМ (рис. 1.13) находятся соответствующие данным  $n_{нд,пр}$  значения  $\pi_{ТКМ}^*$ ,  $\tau_{ТКМ}^*$ ,  $m$ ,  $G_{в,пр}$ ,  $G_{т.ч,пр}$ .

4. Определяются значения расхода воздуха и топлива:

$$G_B = G_{в,пр} \frac{P_B^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}, \text{ кг/с}; \quad G_{т.ч} = G_{т.ч,пр} \frac{P_B^*}{101300} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}, \text{ кг/ч.}$$

5. Определяются скорость истечения  $c_c$ , тяга и удельный расход топлива двигателя:

$$\pi_c = \pi_{ТКМ}^* P_B^* / p_H; \quad e_c = \pi_c^{\frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}} \quad (k_\Gamma = 1,33); \quad T_c^* = T_{см}^* = \tau_{ТКМ}^* T_B^*, \text{ К}; \quad c_c = \varphi_c \sqrt{2 c_{p,\Gamma} T_c^* \left(1 - \frac{1}{e_c}\right)},$$

м/с;  $G_\Gamma = G_B(1 - g_{отб}) + G_{т.ч}/3600$ , кг/с;  $P = G_\Gamma c_c - G_B V$ , Н;  $C_{уд} = G_{т.ч}/P$ , кг/(Н·ч).

**Высотные характеристики двигателя**, то есть зависимости тяги  $P$  и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  от высоты полета  $H$  при фиксированном значении  $M_H$  и принятой программе управления рассчитываются по тем же алгоритмам, что и скоростные характеристики.

При построении высотных характеристик в число высот (если часть из них превышает 11 км) обязательно надо включить высоту  $H=11$ , так как кривая зависимости  $T_H=f(H)$  на этой высоте имеет перелом, который обусловит соответствующие переломы на кривых  $P=f(H)$  и  $C_{уд}=f(H)$ .

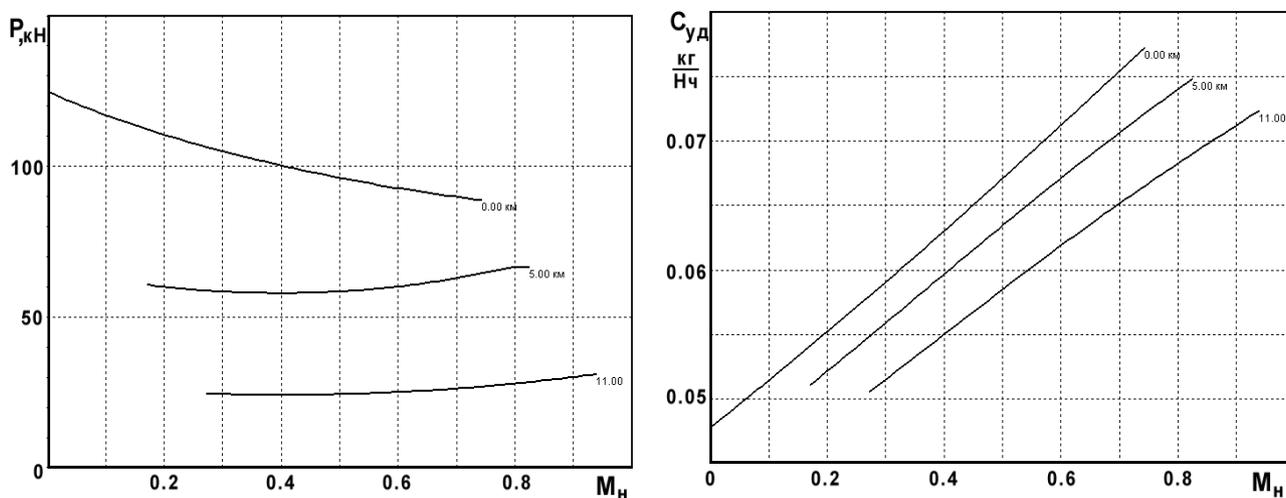


Рис. 1.14. Высотно-скоростные характеристики ТРДДсм

Обычно скоростные характеристики двигателей прямой реакции рассчитываются сразу для различных высот полета, а результаты такого расчета строятся на одном графике типа, изображенного на рис. 1.14, и называются **высотно-скоростными характеристиками двигателя**.

### 1.4.3. Расчет дроссельных характеристик ГРДсм

Дроссельные характеристики рассчитываются в диапазоне режимов от максимального, соответствующего максимальному значению  $n_{нд.пр.мах}$  по линии предельных режимов при данной  $T^*_в$ , до минимального, соответствующего минимальному значению  $n_{нд.пр.мин}$ .

В этом диапазоне выбирается несколько (4...5) значений  $n_{нд.пр}$  (включая  $n_{нд.пр.мах}$  и  $n_{нд.пр.мин}$ ) и для каждого из них определяются значение  $G_{в.пр}$ ,  $G_{т.ч.пр}$ ,  $m$ ,  $\pi^*_{ткм}$ ,  $\tau^*_{ткм}$ . А затем проводится вычисление тяги и удельного расхода топлива двигателя по тем же формулам, которые используются при расчете высотно-скоростных характеристик.

#### Четвертое обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 4)

Для расчета эксплуатационных характеристик двигателя на ЭВМ необходимо в диалоговое окно, которое выводится на экран при обращении к четвертому этапу расчета, ввести рассчитанные вручную значения тяги (в размерности кН) и удельного расхода топлива при  $n_{нд.пр} = 0,9$ . Этот расчет выполняется в следующей последовательности:

1. При выбранных значениях  $H$  и  $M_H$  определяются значения  $p_H$  и  $T_H$  по таблице стандартной атмосферы (см. Приложение 1), параметры заторможенного потока на входе в КНД, а также скорость полета:

$$T^*_в = T_H(1 + 0,2M_H^2), \text{ К}; \quad p^*_в = p_H \sigma_{вх} (T^*_в / T_H)^{3,5}, \text{ Па}; \quad a_H = \sqrt{kRT_H}, \text{ м/с}; \quad V = a_H M_H, \text{ м/с}.$$

2. По характеристике ТКМ (рис. 1.13) находят соответствующие  $n_{нд.пр} = 0,9$  значения  $\pi^*_{ткм}$ ,  $\tau^*_{ткм}$ ,  $m$ ,  $G_{в.пр}$ ,  $G_{т.ч.пр}$ .

3. Определяются значения расхода воздуха и топлива:

$$G_B = G_{в.пр} \frac{p^*_в}{101300} \sqrt{\frac{288}{T^*_в}}, \text{ кг/с}; \quad G_{т.ч} = G_{т.ч.пр} \frac{p^*_в}{101300} \sqrt{\frac{T^*_в}{288}}, \text{ кг/ч}.$$

4. Определяются скорость истечения  $c_c$ , тяга и удельный расход топлива двигателя:

$$\pi_c = \pi^*_{ткм} p^*_в / p_H; \quad e_c = \pi_c^{\frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}} \quad (k_\Gamma = 1,33); \quad T^*_c = T^*_см = \tau^*_{ткм} T^*_в, \text{ К}; \quad c_c = \varphi_c \sqrt{2 c_{p,\Gamma,H} T^*_c \left(1 - \frac{1}{e_c}\right)}, \text{ м/с};$$

$$G_\Gamma = G_B(1 - g_{отб}) + G_{т.ч}/3600, \text{ кг/с}; \quad P = G_\Gamma c_c - G_B V, \text{ Н}; \quad C_{уд} = G_{т.ч}/P, \text{ кг/(Н}\cdot\text{ч)}.$$

Результаты расчетов выводятся на экран в виде графиков, которые вместе с текстовым файлом следует сохранить в выделенной ранее папке.

На рис. 1.15 приведен пример дроссельной характеристики двигателя на  $H=0$  и  $M_H=0$ .

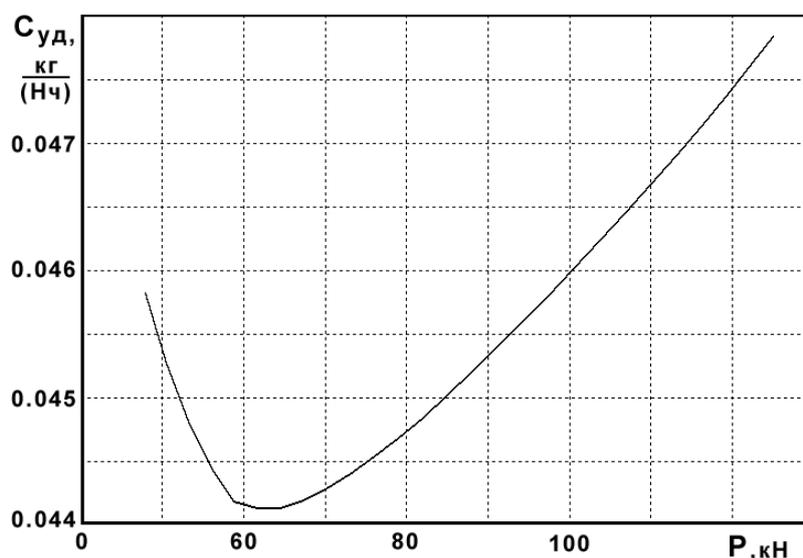


Рис. 1.15. Дроссельная характеристика двигателя

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

### Анализ результатов работы и выводы

Работа завершается анализом её результатов и выводами, в которые рекомендуется включить следующее.

1. По термодинамическому расчету необходимо включить порядок определения в курсовой работе следующих параметров:

- оптимального значения  $\pi_{\text{КНД}}^*$ , а также значения  $\pi_{\text{КВД}}^*$ ,  $\pi_{\text{ТВД}}^*$ ,  $\pi_{\text{ТНД}}^*$ ;
- потребного значения расхода воздуха на расчетном режиме (или тяги, если расход воздуха был задан);
- удельного расхода топлива двигателя на расчетном режиме;
- принятой формы проточной части и потребного числа ступеней в каскадах компрессора и турбины. Соответствующие коэффициенты нагрузки ступеней в каскадах;
- типа и способа регулирования КНД и КВД;
- габаритных размеров турбокомпрессорной части двигателя: диаметра входа в КНД, диаметра ТНД на выходе из нее, максимального диаметра канала второго контура, длины турбокомпрессорного модуля.

2. По расчету характеристик двигателя:

- анализ характера протекания рабочих линий на характеристиках каскадов компрессора с точки зрения изменения их запасов устойчивости на различных режимах;
- анализ программы управления двигателем на максимальном режиме: реально ограничиваемые параметры, причины необходимости их ограничения и диапазоны температур  $T_v^*$ , в которых они действуют;

- анализ протекания эксплуатационных характеристик двигателя:
  - степень изменения тяги при увеличении высоты полета от  $H=0$  до  $H=11$  км;
  - степень изменения тяги при увеличении скорости полета от минимальной до максимальной для заданной высоты полета;
  - характер изменения удельного расхода топлива при дросселировании двигателя.

### **Контрольные вопросы**

При защите выполненной работы студент должен уметь отвечать на связанные с ней вопросы примерно следующего содержания.

1. Что называется оптимальной степенью повышения давления в КНД (вентиляторе) ТРДД? Почему имеет место этот оптимум в двигателях без смешения и со смешением потоков? Каково условие оптимальности для этих двух схем ТРДД?
2. Перечислите основные параметры рабочего процесса Вашего двигателя. Как они влияют на основные параметры двигателя и чем ограничиваются их значения на расчетном режиме?
3. Как определялись степени понижения давления в каскадах турбины и относительный расход топлива Вашего двигателя?
4. С помощью какого уравнения определяются размеры (площади проходных сечений) элементов газоздушного тракта двигателя?
5. Что называется коэффициентом нагрузки ступени компрессора (турбины) и средним коэффициентом нагрузки многоступенчатого компрессора (турбины)? Как они влияют на потребное число ступеней в каскадах компрессора (турбины) и чем ограничивается их выбор при проектировании двигателя?
6. В каком виде Вы использовали в расчетах характеристики входного устройства, камер сгорания, каскадов компрессора, турбины, выходного устройства?
7. Дайте определение характеристики компрессора. Укажите характерные точки на напорной линии. Чему соответствует вертикальный участок напорной линии?
8. Что называется газогенератором газотурбинного двигателя? Перечислите условия совместной работы элементов одновального газогенератора. Что называется рабочей линией на характеристике компрессора газогенератора? При каких условиях она построена?
9. В каких случаях в турбине газогенератора реализуется условие  $\pi_T^* = \text{const}$ ? Какой вид имеет в этом случае уравнение рабочей линии? Как влияет изменение площади критического сечения элемента, расположенного за газогенератором, на положение рабочей линии на характеристике его компрессора?

ра? Как влияет расчетное значение  $\pi_{\text{квд}}^*$  на протекание рабочей линии, если компрессор не регулируется?

10. Что называется характеристикой газогенератора? Какими параметрами характеризуется режим работы газогенератора?

11. Что такое «Турбокомпрессорный модуль ТРДД»? Каковы условия совместной работы элементов ТКМ?

12. При каких условиях построена рабочая линия на характеристике КНД Вашего двигателя?

13. Что называется характеристикой ТКМ Вашего двигателя? При каких условиях она построена? Какими параметрами характеризуется режим работы ТКМ?

14. Что называется линией предельных режимов работы двигателя? Какие режимные параметры двигателя могут быть ограничены и почему? Что такое управляемые параметры и управляющие факторы? Каким путем реализуется управление Вашим двигателем на максимальном режиме?

15. Что называется высотно-скоростной характеристикой турбореактивного двигателя? Что называется дроссельной характеристикой турбореактивного двигателя? Как влияет степень двухконтурности на характер протекания высотно-скоростных и дроссельных характеристик?

16. Объясните влияние эксплуатационных ограничений на протекание высотно-скоростной характеристики Вашего двигателя.

## **ЧАСТЬ 2. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ БЕЗ СМЕШЕНИЯ ПОТОКОВ (ТРДД)**

### **2.1. Термодинамический расчет и расчет размеров проточной части ТРДД (этап 1)**

Термодинамический расчет и расчет размеров проточной части двигателя производится на максимальном режиме его работы в расчетных условиях, которые указаны в бланке-задании на курсовую работу.

#### **2.1.1. Определение оптимального значения $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$**

Оптимальное значение степени повышения давления в КНД  $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$  соответствует оптимальному распределению работы цикла  $L_{\text{цп}}$  между контурами двигателя, при котором обеспечивается максимальная удельная тяга  $P_{\text{уд}}$  (и, соответственно, минимальный удельный расход топлива). Для ДРДД без смешения потоков (с отдельными контурами) оптимальному распределению работы цикла соответствует условие:  $c_{\text{сп}} = c_{\text{сл}} \eta_{\text{п}}$ , где  $c_{\text{сл}}$  и  $c_{\text{сп}}$  – скорости истечения из сопел внутреннего и наружного контуров, а  $\eta_{\text{п}}$  – коэффициент полезного действия наружного контура.

Перед определением  $\pi_{\text{КНД.ОПТ}}^*$  необходимо определить температуру  $T_{\text{в}}^*$  и давление  $p_{\text{в}}^*$  заторможенного потока воздуха на входе в двигатель (КНД). Для этого по заданному в бланке-задании на курсовую работу значению высоты полета  $H$  на расчетном режиме работы двигателя необходимо определить значения  $T_{\text{н}}$  и  $p_{\text{н}}$  по таблице стандартной атмосферы (см. Приложение 1).

Далее в зависимости от значения заданного в бланке-задании расчетного числа  $M_{\text{н}}$  полета следует определить  $T_{\text{в}}^*$  и  $p_{\text{в}}^*$  по следующим формулам:

$$T_{\text{в}}^* = T_{\text{н}} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{н}}^2 \right); \quad p_{\text{в}}^* = p_{\text{н}} \sigma_{\text{вх}} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{н}}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Для определения  $\pi_{\text{КНД.ОПТ}}^*$  необходимо задаться несколькими (4-мя – 5-ю) значениями  $\pi_{\text{КНД}}^*$  и произвести с этими значениями **вручную** термодинамический расчет двигателя в последовательности, которая изложена в табл. 2.1.

При этом для ТРДД в зависимости от значения степени двухконтурности рекомендуется задаваться значениями  $\pi_{\text{КНД}}^*$  в следующих пределах:

- при  $m \approx 2$  – начиная с  $\pi_{\text{КНД}}^* \approx 2,0$  с шагом  $\approx 0,5$ ;
- при  $m \approx 4$  – начиная с  $\pi_{\text{КНД}}^* \approx 1,4$  с шагом  $\approx 0,3$ ;
- при  $m \approx 6$  – начиная с  $\pi_{\text{КНД}}^* \approx 1,3$  с шагом  $\approx 0,15$ .

**ПРИМЕЧАНИЕ.** При расчетах по табл. 2.1 необходимо учитывать, что при максимальном из выбранных значений  $\pi_{\text{КНД}}^*$  полное давление за турбиной может оказаться ниже атмосферного. Тогда дальнейший расчет необходимо прервать (если ещё не было найдено  $\pi_{\text{КНД}}^*$ , при котором  $c_{\text{сII}} > c_{\text{сI}} \eta_{\text{II}}$ ) и задаться несколько меньшим значением  $\pi_{\text{КНД}}^*$ .

Таблица 2.1

Вход в компрессор низкого давления					
1	$\pi_{\text{КНД}}^*$				
2	$p_{\text{в.вд}}^* = p_{\text{в}}^* \pi_{\text{КНД}}^*$ , Па				
3	$e_{\text{КНД}}^* = \pi_{\text{КНД}}^* \frac{k-1}{k}$ , $k = 1,4$				
4	$\tau_{\text{КНД}}^* = 1 + \frac{e_{\text{КНД}}^* - 1}{\eta_{\text{КНД}}^*}$				
5	$T_{\text{в.вд}}^* = T_{\text{в}}^* \tau_{\text{КНД}}^*$ , К				
6	$L_{\text{КНД}} = c_p (T_{\text{в.вд}}^* - T_{\text{в}}^*)$ , Дж/кг, $c_p = 1004,7$ Дж/кг/К				
Вход в наружный контур и сопло наружного контура					
7	$p_{\text{II}}^* = p_{\text{в}}^* \pi_{\text{КНД}}^* \sigma_{\text{II}}$ , Па				
8	$\pi_{\text{с II}} = p_{\text{II}}^* / p_{\text{н}}$				
9	$e_{\text{сII}} = \pi_{\text{сII}} \frac{k-1}{k}$ , $k=1,4$				

10	$c_{сII} = \varphi_c \sqrt{2c_p T_{в.вд}^* (1 - 1/e_{сII})}$ , м/с, $c_p=1004,7$ Дж/кг/К					
11	$\eta_{II} = c_{сII}^2 - V^2 / (2L_{кнд})$					
Вход в компрессор высокого давления						
12	$\pi_{квд}^* = \pi_{к\Sigma}^* / \pi_{кнд}^*$					
13	$e_{квд}^* = \pi_{квд}^* \frac{k-1}{k}$ , $k=1,4$					
14	$\tau_{квд}^* = 1 + \frac{e_{квд}^* - 1}{\eta_{квд}^*}$					
15	$T_K^* = T_{квд}^* = T_{в.вд}^* \tau_{квд}^*$ , К					
16	$L_{квд} = c_p (T_K^* - T_{в.вд}^*)$ , Дж/кг, $c_p=1004,7$ Дж/кг/К					
Вход в камеру сгорания						
17	$c_{п}=(0,883+0,000209 \cdot (T_{г}^*+0,48T_{к}^*))$ , кДж/(кг·К)					
18	$g_{г} = \frac{c_{п}(T_{г}^*-T_{к}^*)}{\eta_{г}H_u}$ , $H_u=43000$ кДж/кг					
19	$\bar{G}_{г.в} = 1 - g_{отб} - g_{охл} (1 + g_{г})$					
Вход в турбину высокого давления						
20	$L_{твд} = L_{квд} / \bar{G}_{г.в} / \eta_M$ , Дж/кг					
21	$e_{твд}^* = 1 / (1 - \frac{L_{твд}}{c_{рг.в} \eta_{твд}^* T_{г}^*})$ , $c_{рг.в}=1246,3$ Дж/кг/К					
22	$\pi_{твд}^* = e_{твд}^* \frac{k_{г}}{k_{г}-1}$ , $k_{г}=1,3$					
23	$p_{т.вд}^* = p_{в}^* \pi_{к\Sigma}^* \sigma_{кс} / \pi_{твд}^*$ , Па					
24	$T_{т.вд}^* = T_{г}^* - L_{твд} / c_{рг.в}$ , К, $c_{рг.в} = 1246,3$ Дж/кг/К					
Вход в турбину низкого давления						
25	$\bar{G}_{г.н} = \bar{G}_{г.в} + g_{охл}$					
26	$L_{тнд} = L_{кнд} (1 + m) / \bar{G}_{г.н} / \eta_M$ , Дж/кг					
27	$e_{тнд}^* = 1 / (1 - \frac{L_{тнд}}{c_{рг.н} \eta_{тнд}^* T_{т.вд}^*})$ , $c_{рг.н}=1158,3$ Дж/кг/К					
28	$\pi_{тнд}^* = e_{тнд}^* \frac{k_{г}}{k_{г}-1}$ , $k_{г}=1,33$					
29	$p_{т}^* = p_{т.вд}^* / \pi_{тнд}^*$ , Па					
30	$T_{т}^* = T_{т.вд}^* - L_{тнд} / c_{рг.н}$ , К, $c_{рг.н}=1158,3$ Дж/кг/К					
Вход в сопло внутреннего контура						
31	$\pi_{сI} = p_{т}^* / p_{н}$					

32	$e_{cI} = \pi_{cI}^{\frac{k_r-1}{k_r}}, k_r=1,33$					
33	$c_{cI} = \varphi_c \sqrt{2c_{pг.н} T_T^* (1 - 1/e_{cI})}, \text{ м/с},$ $c_{pг.н}=1158,3 \text{ Дж/кг/К}$					
34	$c_{cI} \eta_{ш}, \text{ м/с}$					
Удельные параметры двигателя						
35	$P_{удI} = \bar{G}_{г.н} c_{cI} - V, \text{ Н/(кг/с)}$					
36	$P_{удII} = c_{cII} - V, \text{ Н/(кг/с)}$					
37	$P_{уд} = \frac{P_{удI} + mP_{удII}}{1+m}, \text{ Н/(кг/с)}$					
38	$C_{уд} = \frac{3600g_T (1 - g_{охл} - g_{отб})}{P_{уд} (1+m)}, \text{ кг/(Н·ч)}$					

По данным табл. 2.1 строятся графики зависимостей  $c_{cI}\eta_{ш}$ ,  $c_{cII}$ ,  $T_{к.вд}^*$ , а также  $P_{уд}$  и  $C_{уд}$  от  $\pi_{кнд}^*$  (рис.2.1). Из рис. 2.1, а определяется значение  $\pi_{кнд.опт}^*$ , которое соответствует точке пересечения кривых  $c_{cI}\eta_{ш}=f(\pi_{кнд}^*)$  и  $c_{cII}=f(\pi_{кнд}^*)$ , а из рис. 2.1, б – значение температуры за КВД  $T_{к.вд}^*$  при найденном значении  $\pi_{кнд.опт}^*$ . Аналогично определяются значения  $P_{уд}$  и  $C_{уд}$ , соответствующие найденному значению  $\pi_{кнд.опт}^*$ .

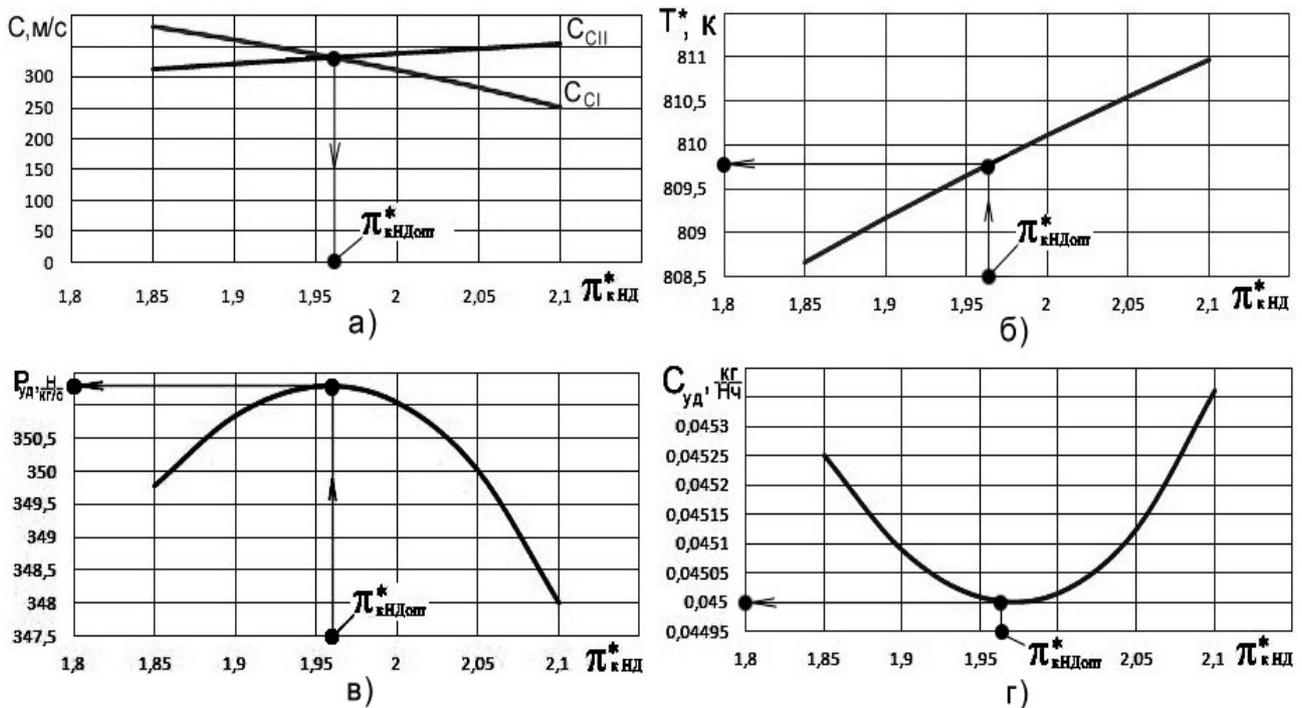


Рис. 2.1. Порядок определения  $\pi_{кнд.опт}^*$ ,  $T_{к.вд}^*$ ,  $P_{уд}$  и  $C_{уд}$  при  $\pi_{кнд}^* = \pi_{кнд.опт}^*$

Полученные значения  $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$ ,  $T_{\text{к.вд}}^*$ ,  $P_{\text{уд}}$  и  $C_{\text{уд}}$  необходимо согласовать с преподавателем, после чего можно приступать к расчету основных параметров ТРДД и характеристик компрессора на ЭВМ.

### 2.1.2. Расчет основных параметров ТРДД и характеристик компрессора на ЭВМ

#### *Первое обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 1)*

**ПРИМЕЧАНИЕ.** Все, что ниже выделено курсивом, следует подготовить перед первым обращением к программе расчета на ЭВМ.

После определения оптимального значения  $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$  (в п.2.1.1) и соответствующих ему значений  $P_{\text{уд}}$  и  $C_{\text{уд}}$  дальнейший расчет основных параметров двигателя и характеристик каскадов компрессора производится на ЭВМ.

При этом расчет может проводиться как при  $\pi_{\text{кнд}}^* = \pi_{\text{кнд.опт}}^*$ , так и при несколько скорректированных значениях  $\pi_{\text{кнд}}^*$ . Поэтому ЭВМ после введения в нее ранее определенных ручным расчетом значений  $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$ ,  $T_{\text{к}}^*$ ,  $P_{\text{уд}}$  и  $C_{\text{уд}}$  запрашивает, с какими значениями  $\pi_{\text{кнд}}^*$  и  $\pi_{\text{квд}}^*$  следует вести дальнейший расчет (оптимальными, рассчитанными на ЭВМ, или рассчитанными вручную).

Также ЭВМ потребует указать следующие выбранные значения:

– физической окружной скорости на внешнем диаметре рабочих колес КВД и КНД, т.е.  $u_{\text{кнд}}$  и  $u_{\text{квд}}$ ;

– запасов газодинамической устойчивости этих каскадов  $\Delta K_{\text{у.кнд}}$ ,  $\Delta K_{\text{у.квд}}$ .

Значение приведенной окружной скорости на внешнем диаметре каскада компрессора  $u_{\text{кпр}} = u_{\text{к}} \sqrt{288,15 / T_{\text{в}}^*}$  зависит от типа компрессора и может быть определено в соответствии с табл. 2.2.

Таблица 2.2

Тип компрессора	Дозвуковой	Трансзвуковой	Сверхзвуковой
$u_{\text{к.пр}}$ , м/с	300...350	400...470	$\geq 500$

Современные ТРДД имеют транс- или сверхзвуковые КНД, а значения  $T_{\text{в}}^*$  на расчетном режиме работы двигателя обычно не сильно отличаются от 288К. Тогда значения физической и приведенной скорости будут примерно одинаковы. Значит, в соответствии с табл. 2.2 значение  $u_{\text{кнд}}$  может быть выбрано в диапазоне  $u_{\text{кнд}} = 400 \dots 500$  м/с.

Значение  $u_{\text{квд}}$  ограничено по прочности элементов конструкции турбины высокого давления. Поэтому  $u_{\text{квд}}$  следует выбирать в диапазоне значений  $u_{\text{квд}} = 350 \dots 450$  м/с.

Необходимо также указать, является ли компрессор регулируемым или нерегулируемым. Обычно КНД имеет низкие значения  $\pi_{\text{кнд.опт}}^* = 2 \dots 4$ , т.е. является низконапорным, что не требует его регулирования. КВД имеет более высокие значения  $\pi_{\text{квд}}^* = 5 \dots 9$ , т.е. является высоконапорным, что требует его регулирования на нерасчетных режимах работы.

Для обеспечения устойчивой работы каскадов компрессора на различных режимах работы двигателя оказывается достаточным в КНД иметь на расчетном режиме  $\Delta K_{y,\text{кнд}} = 15 \dots 22\%$ , а в КВД –  $\Delta K_{y,\text{квд}} = 16 \dots 20\%$ .

Все рассчитанные и выбранные выше данные ЭВМ предложит ввести в соответствующие диалоговые окна, которые последовательно выводятся на экран компьютера.

После этого ЭВМ будет произведен термодинамический расчет двигателя, расчет характеристик КНД и КВД и размеров проточной части двигателя. При этом на экран компьютера эти характеристики будут выведены в виде рисунков \*.bmp (рис. 2.2). Эти рисунки следует сохранить на каком-либо диске компьютера в выделенной ранее папке при первом обращении к программе расчета на ЭВМ.

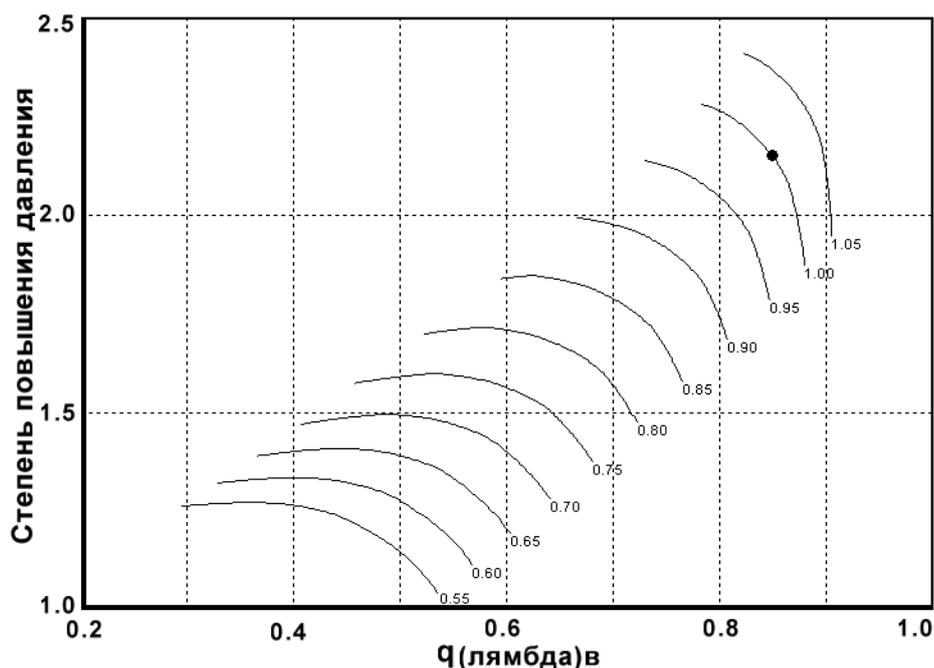


Рис. 2.2. Характеристика КНД

Перед расчетом размеров проточной части двигателя ЭВМ также предложит ввести значение площади проточной части на входе в двигатель, т.е. в компрессор низкого давления. Его следует рассчитать, используя значение приведенного расхода воздуха через двигатель  $G_{в\text{ пр}}$  и относительной плотности тока на входе в двигатель  $q(\lambda)_{в}$ , которые выводятся ЭВМ в диалоговом окне перед расчетом геометрических размеров проточной части двигателя.

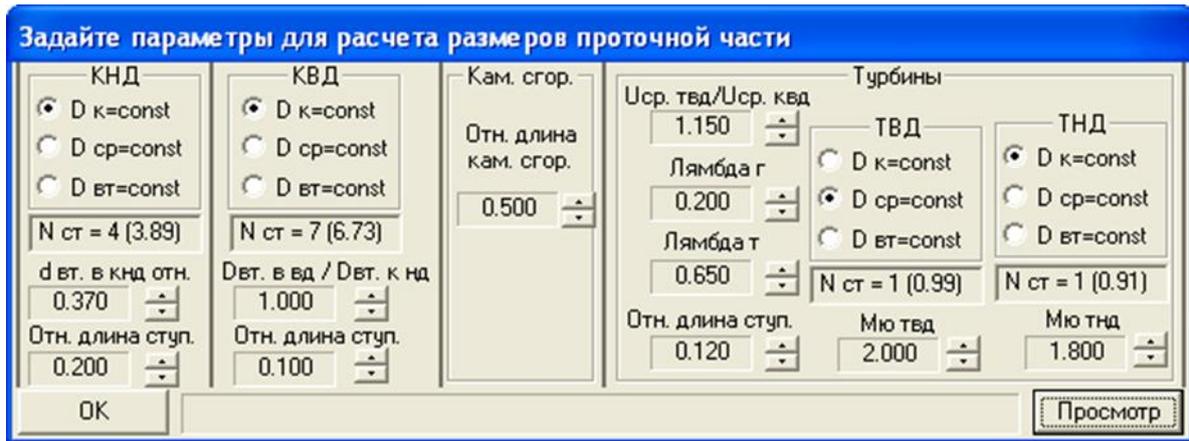


Рис. 2.3. Вид диалогового окна на экране ЭВМ для расчета схемы проточной части двигателя

Значение  $F_B$  определяется из формулы расхода воздуха через вход в двигатель  $G_B = m \frac{p_B^*}{T_B^*} q(\lambda)_B F_B$ , откуда следует, что  $F_B = \frac{G_B \overline{T_B^*}}{m p_B^* q(\lambda)}$ .

$$\text{Так как } G_{\text{впр}} = G_B \frac{101300}{p_B^*} \frac{\overline{T_B^*}}{288.1}, \text{ то } G_B = G_{\text{впр}} \frac{p_B^*}{101300} \frac{288.1}{\overline{T_B^*}}$$

и тогда  $F_B = G_{\text{впр}} \frac{288.1}{101300 m q(\lambda)_B}$ , где  $m=0,0404$ .

В процессе расчета размеров проточной части двигателя на экран компьютера выводится диалоговое окно, изображенное на рис. 2.3.

Если необходимо, в этом окне можно задать или изменить следующие параметры:

- законы профилирования проточной части КНД, КВД, ТВД и ТНД:  $D_k = \text{const}$ ,  $D_{cp} = \text{const}$  и  $D_{gt} = \text{const}$ ;

- относительный диаметр втулки на входе в КНД  $\overline{d}_{\text{вт.КНД}}$ ;

- относительную длину ступени, влияющую на длину соответствующих каскадов;

- относительную длину камеры сгорания;

- отношение окружных скоростей  $u_{\text{ср.твд}}/u_{\text{ср.квд}}$ ;

- относительные скорости  $\lambda_T$  и  $\lambda_t$ ;

- коэффициенты нагрузки ступеней  $\mu_{\text{твд}}$  и  $\mu_{\text{тнд}}$  в пределах 1,2...1,6. Но в целях сокращения потребного числа ступеней его можно увеличить до значения 1,7...2,0.

Изменяя указанные параметры и нажимая кнопку «Просмотр», можно добиться наиболее рациональной конфигурации проточной части двигателя с наименьшими лобовыми размерами (миделем) двигателя и минимальным количеством ступеней в каскадах компрессора и турбин. После нажатия кнопки

«ОК» выбранный вариант проточной части двигателя будет выдан на экран дисплея в виде рис. 2.4.

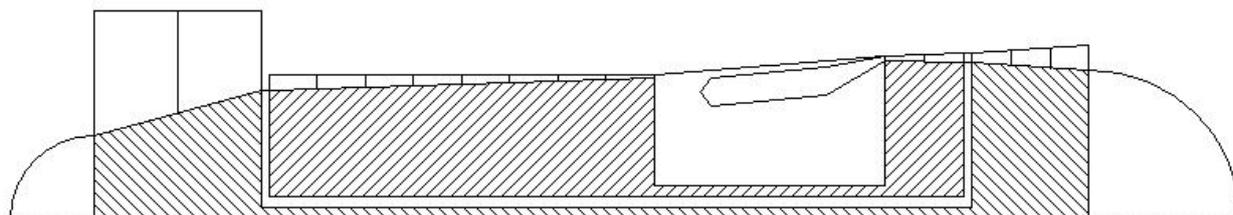


Рис. 2.4. Схема проточной части турбокомпрессорного модуля ТРДД

Этот рисунок и текстовый файл с численными данными термодинамического расчета параметров двигателя, характеристик каскадов компрессора и размеров проточной части двигателя также следует сохранить в папке, выделенной (как уже было сказано выше) в начале обращения к программе расчета на ЭВМ.

## 2.2. Расчет характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ТРДД (этап 2)

Газогенератором называется часть двухвального ТРДД, включающая КВД, камеру сгорания и турбину, вращающую КВД, т.е. турбину высокого давления.

Характеристикой одновального газогенератора называются зависимости степени повышения давления в нем  $\pi_{ГГ}^* = p_{Т.ВД}^* / p_{В.ВД}^*$ , степени подогрева  $\tau_{ГГ}^* = T_{Т.ВД}^* / T_{В.ВД}^*$ , приведенного расхода воздуха через ГГ  $G_{В.пр.ГГ}$  (или относительной плотности тока  $q(\lambda_{В.ВД})$  на входе в КВД), а также степени повышения температуры в рабочем процессе газогенератора  $\Delta_{ГГ}^* = T_{Г}^* / T_{В.ВД}^*$  от приведенной частоты вращения  $n_{В.Д.пр}$  (или от  $\bar{n}_{В.Д.пр} = n_{В.Д.пр} / n_{В.Д.пр}$ ).

### 2.2.1. Определение параметров газогенератора на расчетном режиме работы двигателя

По полученным результатам термодинамического расчета в пункте 2.1.1 определяются параметры газогенератора (ГГ) на расчетном режиме работы двигателя, необходимые для последующих расчетов:

- степень повышения давления в газогенераторе  $\pi_{ГГ.р}^* = p_{Т.ВД}^* / p_{В.ВД}^*$ ;
- степень повышения температуры в газогенераторе  $\tau_{ГГ.р}^* = T_{Т.ВД}^* / T_{В.ВД}^*$ ;
- степень подогрева рабочего тела в газогенераторе  $\Delta_{ГГ.р}^* = T_{Г}^* / T_{В.ВД}^*$ .

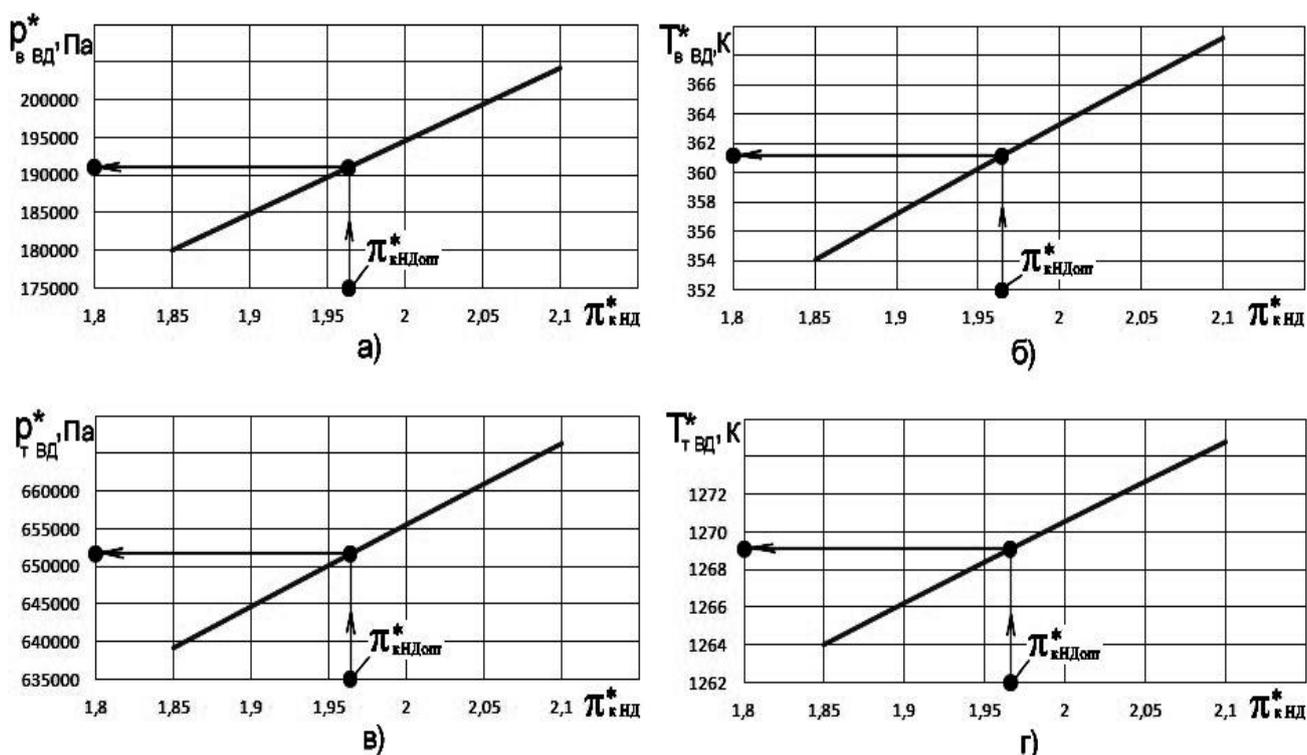


Рис. 2.5. Зависимости  $p_{в.вд}^*$ ,  $p_{т.вд}^*$ ,  $T_{в.вд}^*$  и  $T_{т.вд}^*$  от  $\pi_{кнд}^*$

Для определения  $p_{в.вд}^*$ ,  $p_{т.вд}^*$ ,  $T_{в.вд}^*$  и  $T_{т.вд}^*$  необходимо построить графики зависимостей этих параметров от  $\pi_{кнд}^*$ , используя данные, представленные в табл. 2.1. Из полученных графиков (рис. 2.5) при значении  $\pi_{кнд}^* = \pi_{кнд.опт}^*$  следует определить значения всех перечисленных выше параметров.

### 2.2.2. Определение положения рабочей точки на характеристике КВД при $\bar{n}_{вд.пр} = 0,95$

Для расчета характеристик ГГ необходимо определить положение рабочей линии на характеристике КВД, т.е. геометрическое место точек, удовлетворяющих условию совместной работы элементов ГГ (КВД, камеры сгорания и турбины высокого давления) во всем диапазоне изменения  $n_{вд.пр}$ .

Условия совместной работы КВД, камеры сгорания и турбины высокого давления (ТВД) в системе газогенератора выражаются следующими уравнениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\pi_{квд}^*}{q(\lambda_{ввд})} = A \sqrt{\frac{T_{г}^*}{T_{ввд}^*}}; \end{array} \right. \quad (2.1)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\pi_{квд}^*}{q(\lambda_{ввд})} = C \sqrt{\frac{\pi_{квд}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{квд}^*}}. \end{array} \right. \quad (2.2)$$

Первое уравнение (2.1) следует из баланса расходов воздуха и газа через КВД, камеру сгорания и ТВД, а второе (2.2) – из условия совместного решения уравнения баланса расходов и баланса работ КВД и ТВД.

Зная все параметры компрессора на расчетном режиме, можно определить значение константы  $C$ , а затем, используя уравнение (2.2) и характеристику компрессора, найти положение на ней рабочих точек при различных значениях  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ . Это можно сделать, например, путем перебора значений  $\pi_{\text{квд}}^*$ , соответствующих нескольким точкам на напорной кривой характеристики КВД при данном  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ , определения (по характеристике) соответствующих значений  $q(\lambda_{\text{в.вд}})$ ,  $\eta_{\text{квд}}^*$  и вычисления для каждой из них значения  $C$ , следующего из формулы (2.2). Сравнивая его со значением  $C_0$  на расчетном режиме и добившись их равенства, находится положение рабочей точки при данном  $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ .

Ручной расчет положения рабочей точки на характеристике КВД проводится только для одного значения  $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$  и выполняется в следующей последовательности.

1. Определяется значение константы  $C$  в формуле (2.2), которое обозначим далее символом  $C_0$ . Из формулы (2.2) следует, что

$$C_0 = \frac{\pi_{\text{квд.р}}^*}{q(\lambda_{\text{в.вд.р}})} / \sqrt{\frac{\pi_{\text{квд.р}}^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{\text{квд.р}}^*}}. \quad (2.3)$$

Все параметры, входящие в формулу 2.3, следует определить из характеристики КВД (рис. 2.6) на расчетном режиме его работы (т.е. при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 1,0$ ) или из текстового файла (см. ниже), полученного в процессе выполнения первого этапа курсовой работы. Расчетный режим КВД на рис. 2.6 при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 1,0$  обозначен точкой «Р».

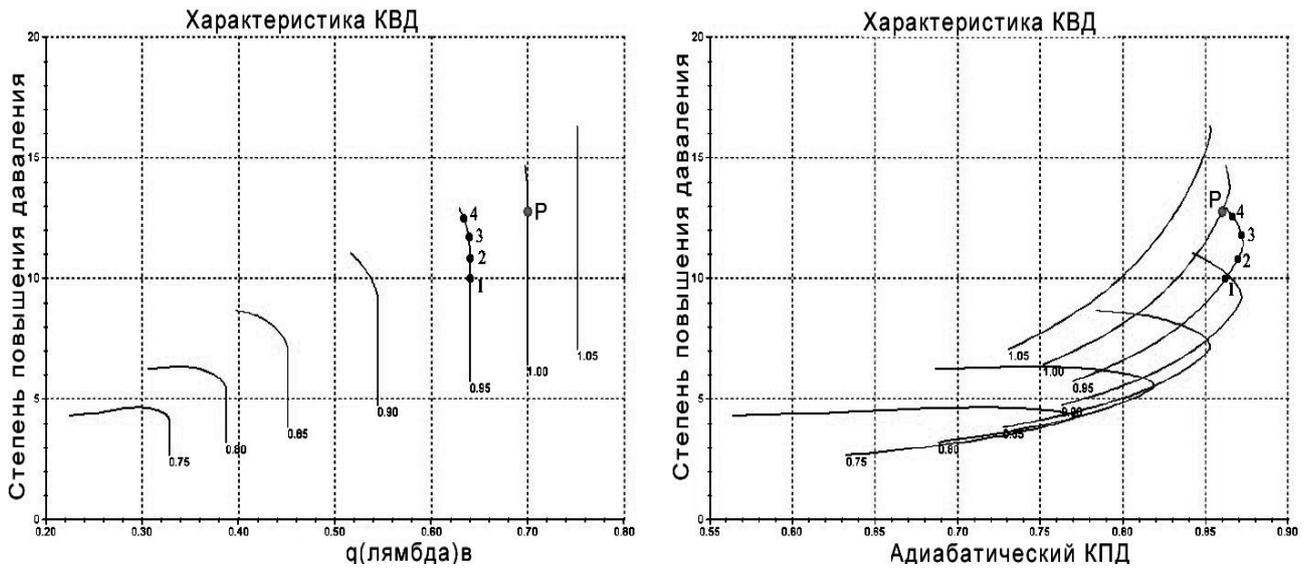


Рис. 2.6. Выбор точек на характеристике КВД для  $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0.95$

2. На напорной кривой характеристики КВД, соответствующей приведенной частоте вращения  $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0.95$  (рис. 2.6), необходимо выбрать 3...4 точки, для каждой из которых определить значение  $\pi_{\text{КВД}}^*$ ,  $q(\lambda_{\text{в.вд}})$  и  $\eta_{\text{КВД}}^*$ , и по ним вычислить значение  $C$  по следующей формуле:

$$C = \frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{q(\lambda_{\text{в.вд}})} \sqrt{\frac{\pi_{\text{КВД}}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{\text{КВД}}^*}}. \quad (2.4)$$

Однако удобнее для вычисления константы  $C$  необходимые значения  $\pi_{\text{КВД}}^*$ ,  $q(\lambda_{\text{в.вд}})$ ,  $\eta_{\text{КВД}}^*$  также определить из текстового файла результатов термодинамического расчета двигателя и характеристик КНД и КВД. Ниже приведен фрагмент этого файла, в котором данные КВД при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0.95$  подчеркнуты.

Характеристики КВД:

$\Pi_{\text{и}}^* = 12.791$   $Q(L)V = 0.700$   $\text{КПД}^* = 0.860$   $\Delta \text{КУ} = 15.0\%$   
 $U_{\text{к,м/с}} = 400.0$   $U_{\text{кпр,м/с}} = 357.6$   $Q(LK) = 0.409$   $F_{\text{в}}/F_{\text{к}} = 4.986$   
 $N_{\text{пр}} = 0.75$   $Q(LB)$  0.225 0.253 0.298 0.322 0.328 0.328 0.328  
 $\Pi_{\text{и}}^*$  4.329 4.433 4.660 4.437 3.927 3.305 2.684  
 $\text{КПД}^*$  0.564 0.617 0.719 0.766 0.756 0.710 0.633  
 $N_{\text{пр}} = 0.80$   $Q(LB)$  0.306 0.341 0.370 0.386 0.387 0.387 0.387  
 $\Pi_{\text{и}}^*$  6.261 6.349 6.118 5.583 4.839 4.035 3.231  
 $\text{КПД}^*$  0.687 0.749 0.798 0.819 0.799 0.758 0.688  
 $N_{\text{пр}} = 0.85$   $Q(LB)$  0.398 0.424 0.443 0.451 0.451 0.451 0.451  
 $\Pi_{\text{и}}^*$  8.665 8.372 7.749 6.861 5.896 4.871 3.845  
 $\text{КПД}^*$  0.784 0.821 0.846 0.849 0.829 0.792 0.728

$N_{пр} = 0.90$	$Q(LB)$	0.516	0.532	0.544	0.545	0.545	0.545	0.545
	$\Pi_{и}^*$	11.036	10.360	9.404	8.244	7.132	5.951	4.770
	$КПД^*$	0.842	0.860	0.871	0.863	0.845	0.814	0.763
$N_{пр} = 0.95$	$Q(LB)$	0.629	0.638	0.640	0.640	0.640	0.640	0.640
	$\Pi_{и}^*$	12.907	11.974	10.746	9.480	8.288	7.022	5.756
	$КПД^*$	0.862	0.871	0.869	0.856	0.839	0.812	0.770
$N_{пр} = 1.00$	$Q(LB)$	0.698	0.700	0.700	0.700	0.700	0.700	0.700
	$\Pi_{и}^*$	14.659	13.459	12.041	10.622	9.288	7.870	6.452
	$КПД^*$	0.862	0.864	0.854	0.840	0.822	0.794	0.752
$N_{пр} = 1.05$	$Q(LB)$	0.752	0.752	0.752	0.752	0.752	0.752	0.752
	$\Pi_{и}^*$	16.324	14.925	13.339	11.753	10.260	8.675	7.089
	$КПД^*$	0.853	0.848	0.837	0.822	0.802	0.773	0.731

Результаты расчета значений величины  $C$  сводятся в табл.2.3.

Таблица 2.3

Параметры	№ точки на напорной ветке КВД при $\bar{n}_{вд.пр} = 0.95$			
	1	2	3	4
$\pi_{квд}^*$				
$q(\lambda_{в.вд})$				
$\eta_{квд}^*$				
$C$				

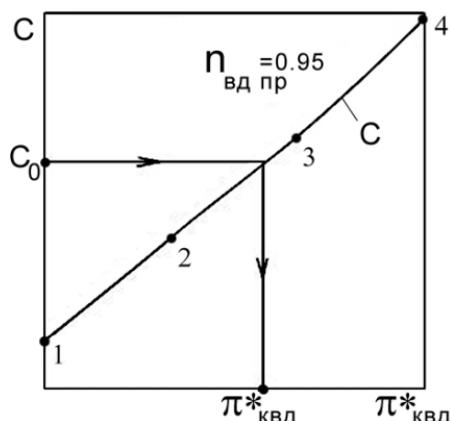


Рис. 2.7. К расчету положения рабочей точки на характеристике КВД

3. По данным табл. 2.3 строится график зависимости  $C=f(\pi_{квд}^*)$ , показанный на рис. 2.7. Пересечение на нем горизонтальной линии, соответствующей значению  $C_0$ , с линией  $C=f(\pi_{квд}^*)$  определяет значение  $\pi_{квд}^*$  (т.е. положение рабочей точки) на напорной ветке КВД при  $\bar{n}_{вд.пр} = 0.95$ . Затем по характеристике КВД (рис. 2.6) определяется значение  $q(\lambda_{в.вд})$  и  $\eta_{квд}^*$ , соответствующее этой рабочей точке.

### 2.2.3. Расчет параметров газогенератора ГРДД при $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$

После определения в пункте 2.2.2 значений  $\pi_{\text{квд}}^*$  и  $q(\lambda_{\text{в.вд}})$  в рабочей точке на характеристике КВД при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$  необходимо определить соответствующие значения  $\pi_{\text{гг}}^*$ ,  $\tau_{\text{гг}}^*$  и  $\Delta_{\text{гг}}^*$  при этих же  $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$  на этом же режиме в следующей последовательности.

1. При принятом допущении о постоянстве  $\pi_{\text{твд}}^*$  степень повышения давления в газогенераторе  $\pi_{\text{гг}}^* = \frac{p_{\text{т.вд}}^*}{p_{\text{в.вд}}^*} = \frac{\pi_{\text{квд}}^* \sigma_{\text{кс}}}{\pi_{\text{твд}}^*}$  оказывается пропорциональной  $\pi_{\text{квд}}^*$ . Тогда

$$\pi_{\text{гг}}^* = \pi_{\text{гг.р}}^* \frac{\pi_{\text{квд}}^*}{\pi_{\text{квд.р}}^*}. \quad (2.5)$$

В этой формуле и ниже индекс «р» относится к расчетному режиму работы двигателя. Параметры ГГ  $\pi_{\text{гг.р}}^*$ ,  $\Delta_{\text{гг.р}}^*$  и  $\tau_{\text{гг.р}}^*$ , соответствующие этому режиму, были рассчитаны выше в пункте 2.2.1, а значения  $\pi_{\text{квд.р}}^*$  и  $q(\lambda_{\text{в.вд.р}})$  определяются из характеристики КВД при  $\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 1,0$  (рис. 2.2 или рис. 2.6).

Однако удобнее эти значения определить из текстового файла по результатам термодинамического расчета, который получен при выполнении первого этапа курсовой работы. Фрагмент этого файла приведен ниже. В нем необходимые расчетные параметры  $\pi_{\text{квд.р}}^*$  и  $q(\lambda_{\text{в.вд.р}})$ , а также  $\pi_{\text{гг.р}}^*$ ,  $\Delta_{\text{гг.р}}^*$  и  $\tau_{\text{гг.р}}^*$  подчеркнуты.

Расчетные параметры лопаточных машин:

	<u>Пи*к</u>	<u>КПД*к</u>	<u>Q(L)в</u>	<u>Тау*к</u>	<u>Гв.пр</u>	<u>ПИ*т</u>	<u>Лт/То*</u>
КНД, ТНД	1.954	0.840	0.850	1.251	371.6	4.319	315.6
КВД, ТВД	<u>12.791</u>	<u>0.860</u>	<u>0.700</u>	2.246	38.7	3.532	288.1

Расчетные параметры рабочего процесса функциональных модулей:

<u>Пи*</u>	<u>Тау*</u>	<u>Дельта*</u>	<u>Гтч.пр</u>
3.423	3.519	4.576	

2. Из уравнения (2.1) следует, что степень подогрева рабочего тела в газогенераторе  $\Delta_{\text{гг}}^* = T_{\text{г}}^* / T_{\text{в.вд}}^*$  изменяется при изменении частоты вращения КВД пропорционально  $[\pi_{\text{квд}}^* / q(\lambda_{\text{в.вд}})]^2$ . Следовательно

$$\Delta_{\text{гг}}^* = \Delta_{\text{гг.р}}^* \left( \frac{\pi_{\text{квд}}^*}{\pi_{\text{квд.р}}^*} \right)^2 \left( \frac{q(\lambda_{\text{в.вд.р}})}{q(\lambda_{\text{в.вд}})} \right)^2. \quad (2.6)$$

3. Постоянству  $\pi_{\text{ТВД}}^*$ , т.е. отношению полных давлений перед и за ТВД, соответствует постоянство и отношения температур  $T_{\Gamma}^*/T_{\text{В.ВД}}^*$ . Тогда

$$\tau_{\Gamma}^* = \tau_{\Gamma.p}^* \frac{\Delta_{\Gamma}^*}{\Delta_{\Gamma.p}^*}. \quad (2.7)$$

### 2.2.4. Расчет характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ТРДД

Формулы (2.5), (2.6) и (2.7) позволяют рассчитать характеристику ГГ во всем диапазоне  $\bar{n}_{\text{ВД.пр}}$ , используя вычисленные ранее в п.2.2.1  $\pi_{\Gamma.p}^*$ ,  $\tau_{\Gamma.p}^*$  и  $\Delta_{\Gamma.p}^*$ .

#### *Второе обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 2)*

Расчет положения рабочей линии на характеристиках КВД и КНД (рис. 2.8), характеристик ГГ и ТКМ во всем диапазоне  $\bar{n}_{\text{ВД.пр}}$  производится на ЭВМ. Для этого необходимо полученные в пункте 2.2.3 ручным расчетом по формулам (2.5, 2.6 и 2.7) значения  $\pi_{\Gamma}^*$ ,  $\tau_{\Gamma}^*$  и  $\Delta_{\Gamma}^*$  при  $\bar{n}_{\text{ВД.пр}} = 0,95$  ввести в соответствующие диалоговые окна ЭВМ, которые выводятся на экран при обращении ко второму этапу расчета курсовой работы.

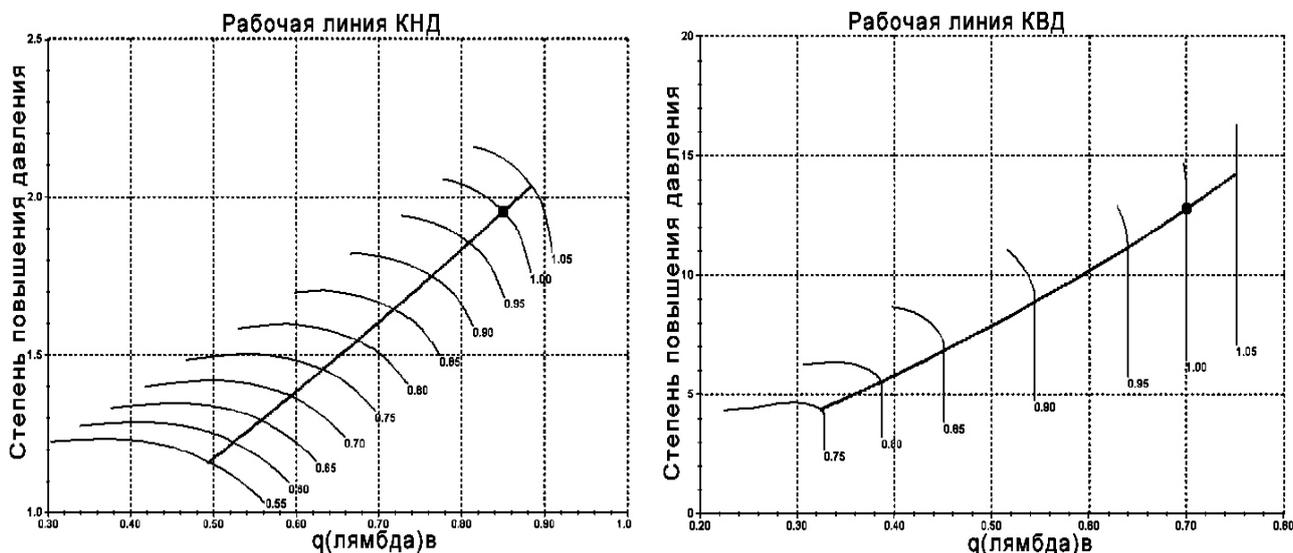


Рис. 2.8. Рабочие линии на характеристиках КНД и КВД

Результаты расчета на ЭВМ в виде графиков (например, рис. 2.8) выводятся на экран дисплея и в текстовый файл. Их следует сохранить в папке, определенной при первом обращении к программе расчета ТРДД на ЭВМ.

### 2.3. Расчет линии предельных режимов и программы управления ТРДД (этап 3)

Формирование программы управления двигателя на максимальном режиме начинается с построения так называемой «**линии предельных режимов**» (ЛПР), которая ограничивает максимально допустимые значения приведенной  $n_{пр}$  (и, соответственно, физической  $n$ ) частоты вращения роторов двигателя в зависимости от температуры заторможенного потока воздуха на входе в него  $T_{в}^*$ . Эти значения могут быть ограничены (в том или ином диапазоне значений  $T_{в}^*$ ) прочностью роторов ( $n_{нд.мах}$ ,  $n_{вд.мах}$ ), жаропрочностью лопаток турбины ( $T_{г}^*$ ) или газодинамической устойчивостью каскадов компрессора ( $\Delta K_{у.мин}$ ).

При обычном расположении рабочей линии на характеристиках КНД и КВД ТРДД минимальные запасы устойчивости  $\Delta K_{у.мин}$  наблюдаются у КНД в области  $n_{нд.пр}$ , превышающих расчетную, т.е. при  $n_{нд.пр} > 1,0$ . Поэтому ограничению по  $\Delta K_{у.мин}$  соответствует ограничение  $n_{нд.пр.мах}$ . Существенное снижение  $\Delta K_{у}$  может наблюдаться также в КВД в области пониженных частот вращения. Но  $\Delta K_{у.мин}$  обеспечивается в этом случае не за счет ограничений, а путем соответствующего регулирования компрессора.

ЛПР представляется в виде максимального (с учетом этих ограничений) значения  $n_{нд.пр.мах}$  в зависимости от  $T_{в}^*$ , как показано на рис. 2.9, и строится по результатам расчета характеристики турбокомпрессорного модуля (ТКМ) двигателя.

Для построения ЛПР прежде всего следует определить ограничиваемые величины, т.е. значения  $n_{нд.мах}$ ,  $n_{вд.мах}$ ,  $T_{г.мах}^*$  и  $n_{нд.пр.мах}$ .

Одно из ограничений физической частоты вращения  $n_{нд.мах}$  или  $n_{вд.мах}$  должно быть задано равным 100% от расчетного (или в относительном виде равным 1,0), поскольку расчетный режим является максимальным. Частота вращения другого ротора обычно ограничивается величиной 102...105%. Таким образом, в относительном виде задается: или  $n_{нд.мах} = 1,02...1,05$  и тогда  $n_{вд.мах} = 1,0$ ; или  $n_{вд.мах} = 1,02...1,05$  и тогда  $n_{нд.мах} = 1,0$ .

Максимально допустимая температура газов  $T_{г.мах}^*$  в турбинах с охлаждаемыми лопатками обычно всего лишь на 20...40 градусов превышает расчетную, т.е.  $T_{г.мах}^* = T_{г}^* + (20...40^{\circ}\text{K})$ .

Значение  $\Delta K_{у.мин}$  и, соответственно,  $n_{нд.пр.мах}$  определяется необходимостью иметь достаточный запас устойчивости на переходных режимах и при возмущениях на входе в компрессор, возникающих при различных углах атаки и скольжения. В данной работе значение  $n_{нд.пр.мах}$  выбирается на основании статистических данных, согласно которым оно обычно равно 100...105% (или в относительном виде  $n_{нд.пр.мах} = 1,0...1,05$ ).

По заданным значениям ограничиваемых параметров  $n_{нд.мах}$ ,  $n_{вд.мах}$ ,  $T_{г.мах}^*$  и  $n_{нд.пр.мах}$  ЭВМ строит график, содержащий кривые  $T_{в}^* = f(n_{нд.мах})$ ,  $T_{вд.мах}^* = f(n_{нд.пр})$  и  $T_{г.мах}^* = f(n_{нд.пр})$ , который показан на рис. 2.9, а. Затем на тот же график наносится горизонтальная линия, соответствующая ограничению по запасу устойчивости КНД, т.е. линия  $n_{нд.пр.мах} = const$ . После этого по точкам пересечения построенных кривых определяются температуры  $T_{в1}^*$ ,  $T_{в2}^*$  и  $T_{в3}^*$ , соответствующие переходу от одного ограничения к другому.

При этом, возможно, что не все из этих значений температур (кроме  $T_{в1}^*$ ) могут быть определены, т.е. не все кривые будут иметь точки пересечения в рассматриваемом диапазоне значений  $T_{в}^*$ .

**Линией предельных режимов** (рис.2.9, а) является огибающая снизу линий  $T_{в}^* = f(n_{нд.мах})$ ,  $T_{вд.мах}^* = f(n_{нд.пр})$ ,  $T_{г.мах}^* = f(n_{нд.пр})$  и линии  $n_{нд.пр.мах} = const$ . Она является основой для формирования программы регулирования двигателя на максимальном режиме (рис. 2.9, б).

### ***Третье обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 3)***

*Линия предельных режимов рассчитывается и строится с помощью ЭВМ после задания в диалоговом окне, которое выводится на экран при обращении к этапу расчета ЛПР, значений ограничиваемых параметров в следующих диапазонах:  $n_{нд.мах} = 1,02 \dots 1,05$ ;  $n_{вд.мах} = 1,02 \dots 1,05$ ;  $n_{нд.пр.мах} = 1,0 \dots 1,05$ ;  $T_{г.мах}^* = T_{г.р}^* + (20 \dots 40K)$ , где  $T_{г.р}^*$  – расчетное значение температуры газов перед турбиной, заданное в бланке-задании на курсовую работу.*

*После построения линии предельных режимов ЭВМ рассчитывает программу управления двигателя.*

*Результаты этих расчетов выводятся на экран в виде графиков (рис. 2.9) и текстового файла, которые следует сохранить, как это делалось выше в предыдущих этапах расчета.*

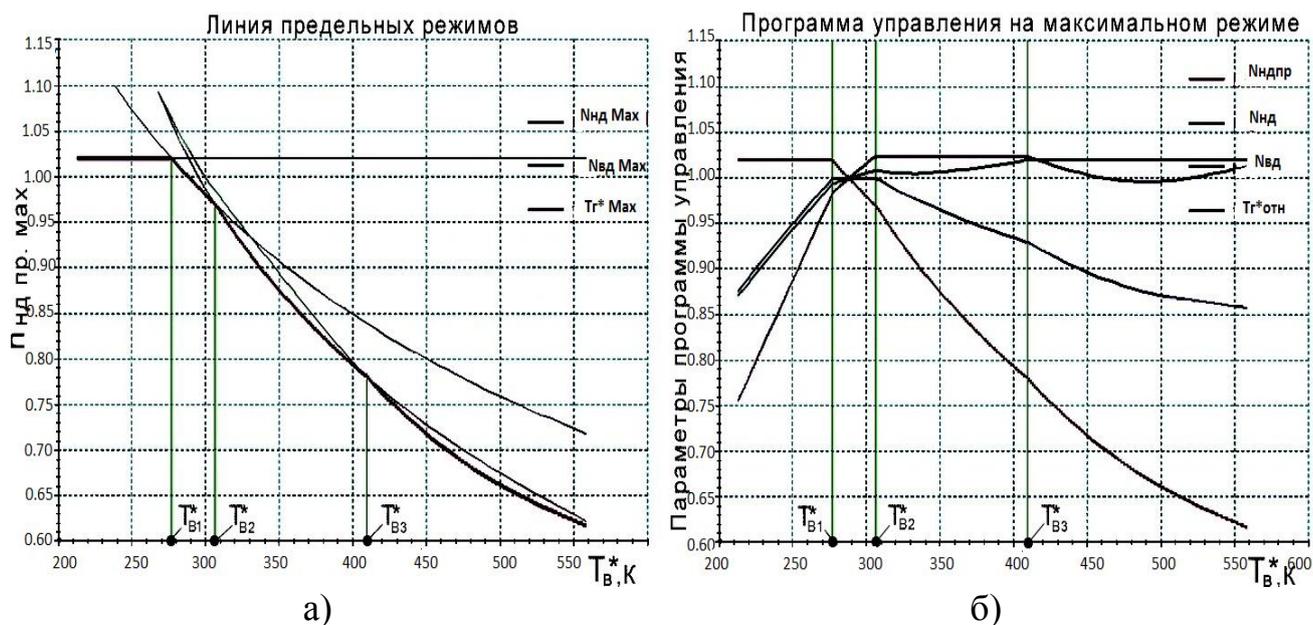


Рис. 2.9. Линия предельных режимов и программа регулирования двигателя

## 2.4. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДД (этап 4)

### 2.4.1. Эксплуатационные характеристики ТРДД

Характеристиками авиационных ТРДД называются зависимости тяги  $P$  и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  от условий полета и режима работы двигателя.

К характеристикам ТРДД относят высотно-скоростные и дроссельные.

**Высотно-скоростными характеристиками (ВСХ)** называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от числа  $M_H$  (скорости полета  $V$ ) и высоты полета  $H$  на заданном режиме работы двигателя и принятой программе управления двигателем.

При расчете ВСХ выбирается максимальный режим работы двигателя.

**Дроссельными характеристиками** двигателя называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от режима работы двигателя при неизменных условиях полета ( $H, M_H$ ).

При расчете характеристик ТРДД используются полученные выше характеристики ТКМ и программа управления двигателем.

### 2.4.2. Расчет высотно-скоростных характеристик ТРДД

**Скоростными характеристиками** двигателя называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от числа  $M_H$  (скорости полета) на неизменной высоте полета ( $H = const$ ) при заданном режиме работы двигателя и принятой программе управления двигателем.

Расчет скоростной характеристики двигателя (для различных высот полета) ведется на основе полученных ранее характеристик ТКМ 1 и ТКМ 2 в следующем порядке.

1. При выбранных значениях  $N$  и  $M_H$  определяются значения  $p_H$  и  $T_H$  по таблице стандартной атмосферы (см. Приложение 1), параметров заторможенного потока на входе в КНД, а также скорости полета:

$$T_B^* = T_H(1 + 0,2M_H^2), \text{ К}; \quad p_B^* = p_H \sigma_{\text{вх}}(T_B^*/T_H)^{3,5}, \text{ Па}; \quad a_H = \sqrt{kRT_H}, \text{ м/с}; \quad V = a_H M_H, \text{ м/с}.$$

2. По линии предельных режимов работы двигателя (рис. 2.10, а) находится соответствующее данному значению  $T_B^*$  значение  $n_{\text{нд.пр}}$  на максимальном режиме.

3. По характеристикам ТКМ 1 и ТКМ 2 (рис. 2.10 и рис. 2.11) – находятся соответствующие данным  $n_{\text{нд.пр}}$  значения  $\pi_{\text{ТКМ I}}^*$ ,  $\pi_{\text{ТКМ II}}^*$ ,  $m$ ,  $G_{\text{в.пр}}$  и  $G_{\text{т.ч.пр}}$ ,  $\tau_{\text{ТКМ I}}^*$  и  $\tau_{\text{ТКМ II}}^*$ .

4. Определяются значения расхода воздуха и топлива:

$$G_B = G_{\text{в.пр}} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}, \text{ кг/с}; \quad G_{\text{т.ч}} = G_{\text{т.ч.пр}} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}, \text{ кг/ч}.$$

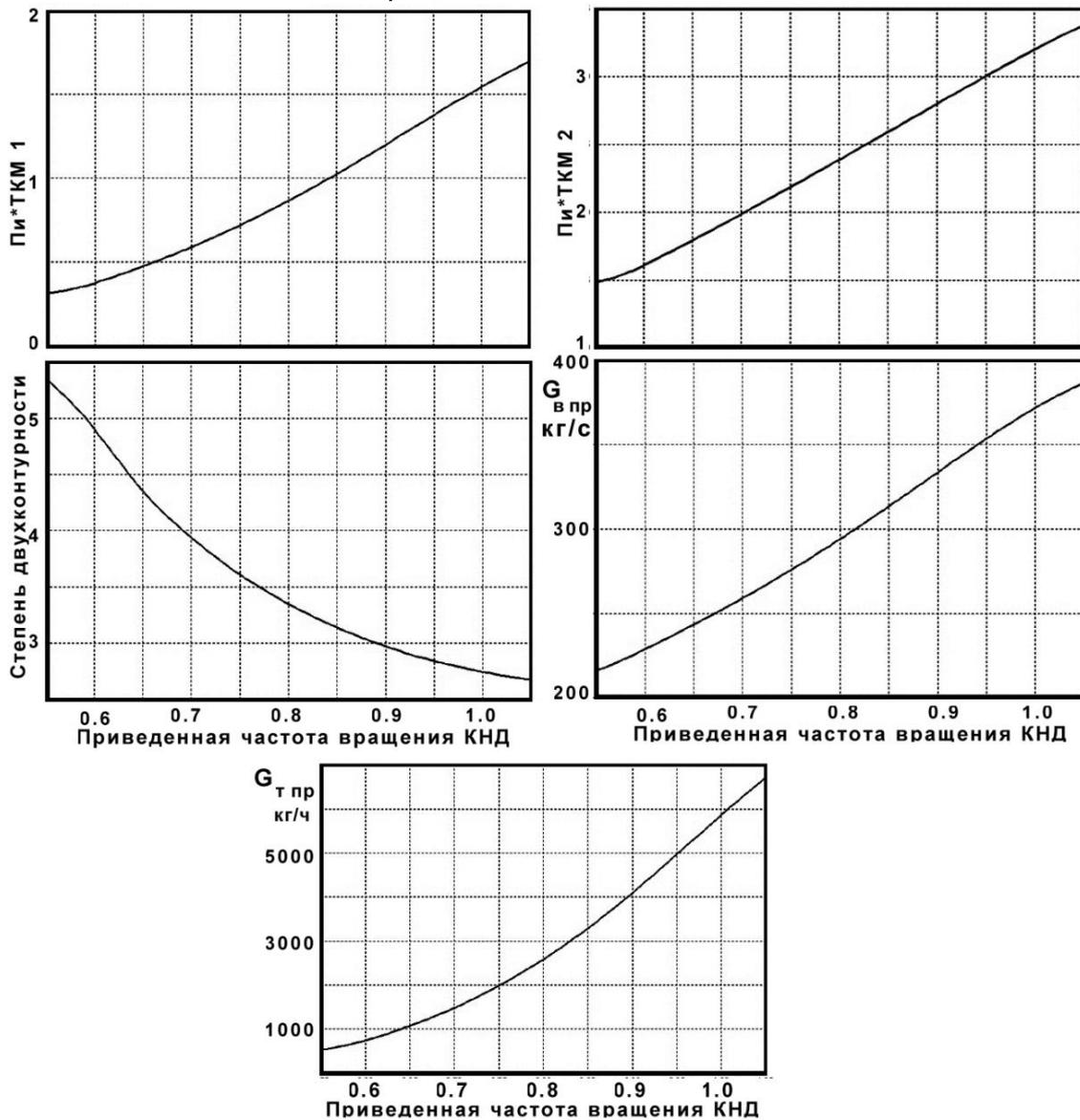


Рис. 2.10. Характеристики турбокомпрессорного модуля (ТКМ 1)

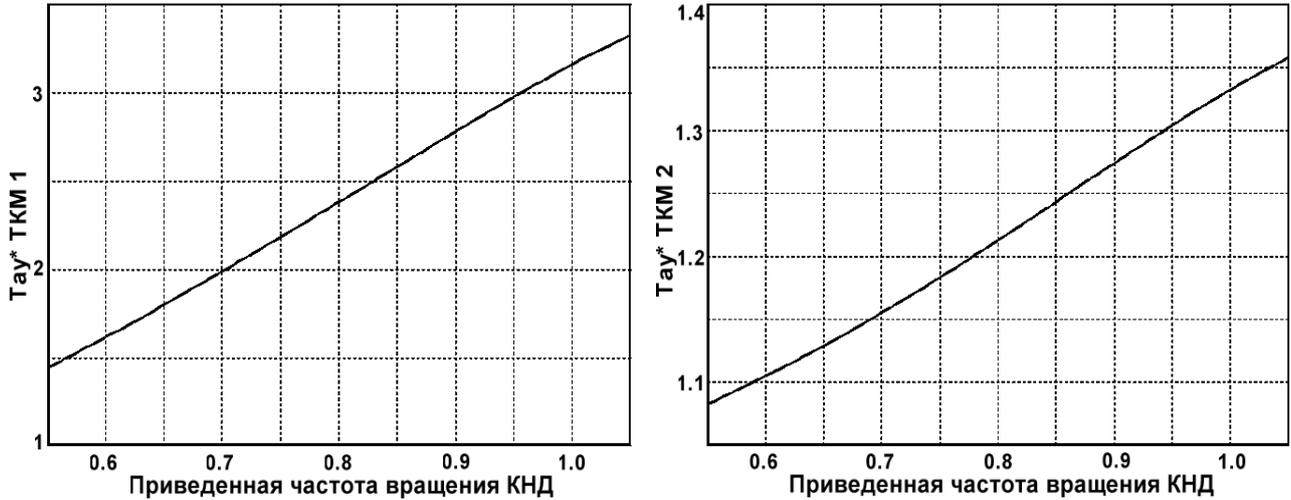


Рис. 2.11. Характеристики турбокомпрессорного модуля (ТКМ 2)

5. Определяются скорость истечения  $c_{cI}$ , расход топлива и тяга внутреннего контура:

$$\pi_{cI} = \pi_{TKM1}^* p_v^* / p_H; \quad e_{cI} = \pi_{cI}^{\frac{k_r-1}{k_r}} \quad (k_r=1,33); \quad T_{\tau}^* = \tau_{TKM1}^* T_{в}^*; \quad c_{cI} = \varphi_c \sqrt{2 c_{p.r.H} T_{\tau}^* \left(1 - \frac{1}{e_{cI}}\right)}, \quad \text{м/с};$$

$$G_{вI} = G_{в} / (1+m), \quad \text{кг/с}; \quad G_{\Gamma} = G_{вI} (1 - g_{отб}) + G_{\Gamma.ч} / 3600, \quad \text{кг/с}; \quad P_{\Gamma} = G_{\Gamma} c_{cI} - G_{вI} V, \quad \text{Н}.$$

6. Определяются скорость истечения  $c_{cII}$  и тяга наружного контура:

$$\pi_{cII} = \pi_{TKM2}^* \sigma_{II} p_v^* / p_H; \quad e_{cII} = \pi_{cII}^{\frac{k-1}{k}} \quad (k=1,4); \quad T_{cII}^* = \tau_{TKM2}^* T_{в}^*, \quad \text{К};$$

$$c_{cII} = \varphi_c \sqrt{2 c_p T_{cII}^* \left(1 - \frac{1}{e_{cII}}\right)}, \quad \text{м/с}; \quad G_{вII} = m G_{вI}, \quad \text{кг/с}; \quad P_{II} = G_{вII} (c_{cII} - V), \quad \text{Н};$$

7. Определяются тяга и удельный расход топлива двигателя:

$$P = P_{\Gamma} + P_{II}, \quad \text{Н}; \quad C_{уд} = G_{\Gamma.ч} / P, \quad \text{кг}/(\text{Н} \cdot \text{ч}).$$

**Высотные характеристики двигателя**, то есть зависимости тяги  $P$  и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  от высоты полета  $H$  при фиксированном значении  $M_H$  и принятой программе управления, рассчитываются по тем же алгоритмам, что и скоростные характеристики.

При построении высотных характеристик в число высот (если часть из них превышает 11 км) обязательно надо включить высоту  $H=11$  км, так как кривая зависимости  $T_H=f(H)$  для стандартной атмосферы на этой высоте имеет излом, который обусловит соответствующие изломы на кривых  $P=f(H)$  и  $C_{уд}=f(H)$ .

Обычно скоростные характеристики двигателей прямой реакции рассчитываются сразу для различных высот полета, а результаты такого расчета строятся на одном графике типа, изображенного на рис. 2.12, и называются **высотно-скоростными характеристиками двигателя**.

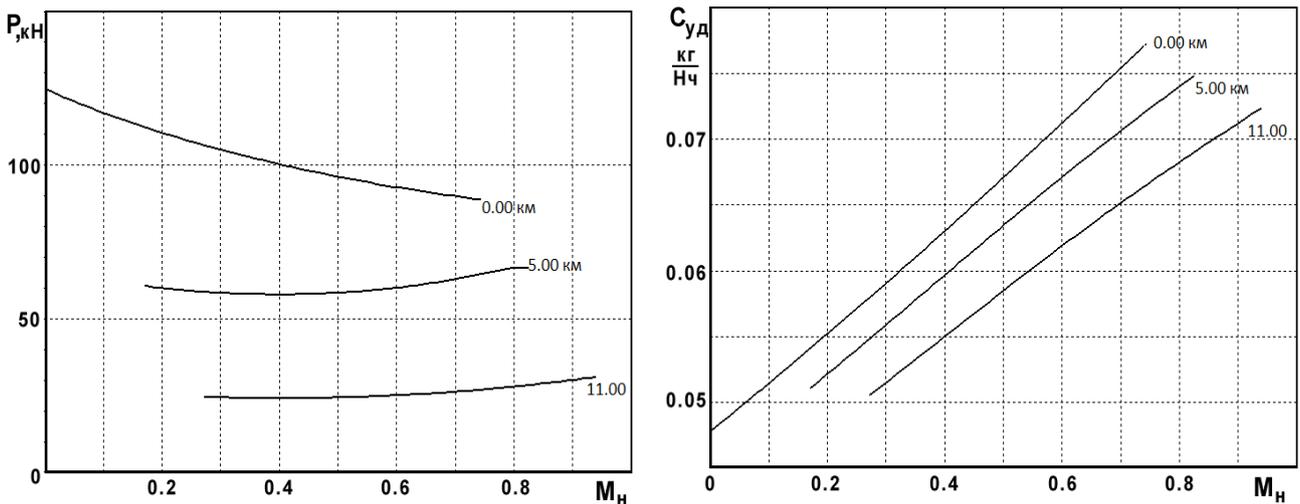


Рис. 2.12. Высотно-скоростные характеристики ТРДД

### 2.4.3. Расчет дроссельных характеристик ТРДД

Дроссельные характеристики рассчитываются в диапазоне режимов от максимального, соответствующего максимальному значению  $\bar{p}_{нд.пр}$  ( $\bar{p}_{нд.пр.max}$ ) по линии предельных режимов при данной  $T_v^*$ , до минимального значения  $\bar{p}_{нд.пр}$  ( $\bar{p}_{нд.пр.min}$ ).

В этом диапазоне выбирается несколько (4...5) значений  $\bar{p}_{нд.пр}$  (включая  $\bar{p}_{нд.пр.max}$  и  $\bar{p}_{нд.пр.min}$ ) и для каждого из них определяются значения  $\pi_{ТКМ 1}^*$ ,  $\tau_{ТКМ 2}^*$ ,  $m$ ,  $G_{в.пр}$  и  $G_{т.ч.пр}$  (рис. 2.10), а также  $\pi_{ТКМ 2}^*$  и  $\tau_{ТКМ 2}^*$  (рис. 2.11). Затем проводится вычисление тяги и удельного расхода топлива двигателя по тем же формулам, которые используются при расчете высотно-скоростных характеристик.

#### *Четвертое обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 4)*

*Для расчета эксплуатационных характеристик двигателя на ЭВМ необходимо в диалоговое окно, которое выводится на экран при обращении к четвертому этапу расчета, ввести рассчитанные вручную значение тяги и удельного расхода топлива на дроссельной характеристике при  $\bar{p}_{нд.пр}=0,9$ . Этот расчет выполняется вручную в следующей последовательности:*

*1. При выбранных значениях  $H$  и  $M_H$  определяются значения  $p_H$  и  $T_H$  по таблице стандартной атмосферы (см. Приложение 1), параметров заторможенного потока на входе в КНД, а также скорости полета:*

$$T_v^* = T_H(1 + 0,2M_H^2), \text{ К; } p_v^* = p_H \sigma_{вх} (T_v^*/T_H)^{3,5}, \text{ Па; } a_H = \sqrt{kRT_H}, \text{ м/с; } V = a_H M_H, \text{ м/с.}$$

*2. По характеристике ТКМ 1 (рис. 2.10) находят соответствующие  $\bar{p}_{нд.пр}=0,9$  значения  $\pi_{ТКМ 1}^*$ ,  $\pi_{ТКМ 2}^*$ ,  $m$ ,  $G_{в.пр}$  и  $G_{т.ч.пр}$ , а по характеристике ТКМ II (рис. 2.11) – значения  $\tau_{ТКМ 1}^*$  и  $\tau_{ТКМ 2}^*$ .*

3. Определяются значения расхода воздуха и топлива:

$$G_B = G_{B, \text{пр}} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}, \text{ кг/с}; \quad G_{T, \text{ч}} = G_{T, \text{ч. пр}} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}, \text{ кг/ч}.$$

4. Определяются скорость истечения  $c_{cI}$ , расход топлива и тяга внутреннего контура:

$$\pi_{cI} = \pi_{\text{ТКМ 1}}^* p_{\text{в}}^* / p_{\text{н}}; \quad e_{cI} = \pi_{cI}^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \quad (k_{\Gamma}=1,33); \quad T_{\text{Т}}^* = \tau_{\text{ТКМ 1}}^* T_{\text{в}}^*, \text{ К}; \quad c_{cI} = \varphi_c \sqrt{2 c_{\text{р.г.н}} T_{\text{Т}}^* \left(1 - \frac{1}{e_{cI}}\right)}, \text{ м/с};$$

$$G_{\text{в I}} = G_{\text{в}} / (1+m), \text{ кг/с}; \quad G_{\text{Г}} = G_{\text{в I}} (1 - g_{\text{отб}}) + G_{\text{т.ч}} / 3600, \text{ кг/с}; \quad P_{\text{I}} = G_{\text{Г}} c_{cI} - G_{\text{в I}} V, \text{ Н}.$$

5. Определяются скорость истечения  $c_{cII}$  и тяга наружного контура:

$$\pi_{cII} = \pi_{\text{ТКМ 2}}^* \sigma_{\text{II}} p_{\text{в}}^* / p_{\text{н}}; \quad e_{cII} = \pi_{cII}^{\frac{k-1}{k}} \quad (k=1,4); \quad T_{\text{сII}}^* = \tau_{\text{ТКМ 2}}^* T_{\text{в}}^*, \text{ К};$$

$$c_{cII} = \varphi_c \sqrt{2 c_{\text{р}} T_{\text{сII}}^* \left(1 - \frac{1}{e_{cII}}\right)}, \text{ м/с}; \quad G_{\text{в II}} = m G_{\text{в I}}, \text{ кг/с}; \quad P_{\text{II}} = G_{\text{в II}} (c_{cII} - V), \text{ Н};$$

6. Определяются тяга и удельный расход топлива двигателя:

$$P = P_{\text{I}} + P_{\text{II}}, \text{ Н}; \quad C_{\text{уд}} = G_{\text{т.ч}} / P, \text{ кг/(Н}\cdot\text{ч)}.$$

Полученные значения  $P$  (в размерности кН) и  $C_{\text{уд}}$  следует ввести в диалоговое окно ЭВМ, которая произведет расчет дроссельной характеристики во всем диапазоне приведенной частоты вращения КНД.

Результаты расчетов выводятся на экран в виде графиков, которые вместе с текстовым файлом следует сохранить в выделенной ранее папке.

На рис. 2.13 приведен пример дроссельных характеристик двигателя на  $H=0$  и  $M_{\text{н}}=0$ .

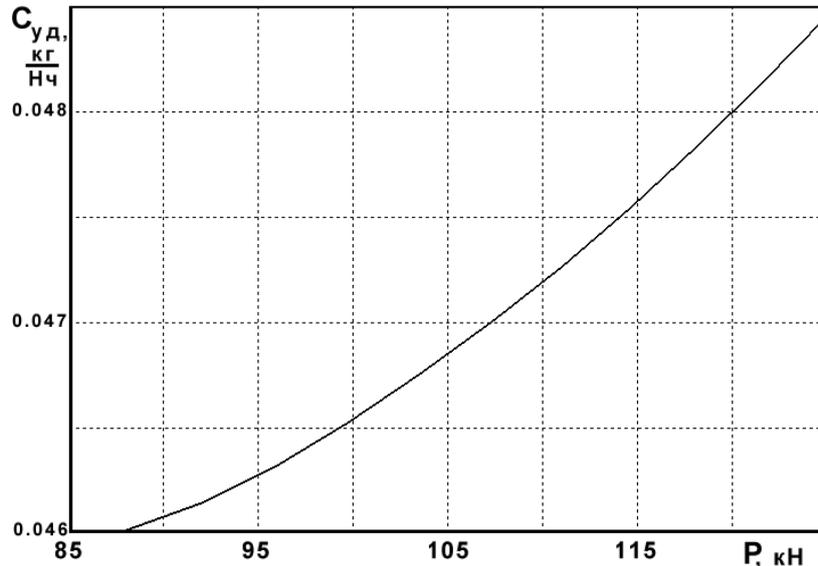


Рис. 2.13. Дроссельные характеристики двигателя

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

### Анализ результатов работы и выводы

Работа завершается анализом её результатов и выводами, в которые рекомендуется включить следующее.

1. По термодинамическому расчету порядок определения:

- оптимального и принятого значения  $\pi_{\text{кнд}}^*$ , а также  $\pi_{\text{квд}}^*$ ,  $\pi_{\text{твд}}^*$ ,  $\pi_{\text{тнд}}^*$ ;
- потребного значения расхода воздуха на расчетном режиме (или тяги, если расход воздуха был задан);
- удельного расхода топлива двигателя на расчетном режиме;
- принятой формы проточной части и потребного числа ступеней в каскадах компрессора и турбины. Соответствующие коэффициенты нагрузки ступеней в каскадах;
- типа и способа регулирования КНД и КВД;
- габаритных размеров турбокомпрессорной части двигателя: диаметра входа в КНД, диаметра ТНД на выходе из нее, максимального диаметра канала второго контура, длины турбокомпрессорного модуля.

2. По расчету характеристик двигателя:

- анализ характера протекания рабочих линий на характеристиках каскадов компрессора с точки зрения изменения их запасов устойчивости на различных режимах;
- анализ программы управления двигателя на максимальном режиме: реально ограничиваемые параметры, причины необходимости их ограничения и диапазоны температур  $T_v^*$ , в которых они действуют;
- анализ протекания эксплуатационных характеристик двигателя:
  - степень изменения тяги при увеличении высоты полета от  $H=0$  до  $H=11$  км;
  - степень изменения тяги при увеличении скорости полета от минимальной до максимальной для заданной высоты полета;
  - характер изменения удельного расхода топлива при дросселировании двигателя.

### Контрольные вопросы

При защите выполненной работы студент должен уметь отвечать на связанные с ней вопросы примерно следующего содержания.

1. Что называется оптимальной степенью повышения давления в КНД (вентиляторе) ТРДД? Почему имеет место этот оптимум в двигателях без смешения и со смешением потоков? Каково условие оптимальности для этих двух схем ТРДД?

2. Перечислите основные параметры рабочего процесса Вашего двигателя. Как они влияют на основные параметры двигателя и чем ограничиваются их значения на расчетном режиме?

3. Как определялись степени понижения давления в каскадах турбины и относительный расход топлива Вашего двигателя?

4. С помощью какого уравнения определяются размеры (площади проходных сечений) элементов газоздушного тракта двигателя?

5. Что называется коэффициентом нагрузки ступени компрессора (турбины) и средним коэффициентом нагрузки многоступенчатого компрессора (турбины)? Как они влияют на потребное число ступеней в каскадах компрессора (турбины) и чем ограничивается их выбор при проектировании двигателя?

6. В каком виде Вы использовали в расчетах характеристики входного устройства, камер сгорания, каскадов компрессора, турбины, выходного устройства?

7. Дайте определение характеристики компрессора. Укажите характерные точки напорной линии. Чему соответствует вертикальный участок напорной линии?

8. Что называется газогенератором газотурбинного двигателя? Перечислите условия совместной работы элементов одновального газогенератора. Что называется рабочей линией на характеристике компрессора газогенератора? При каких условиях она построена?

9. В каких случаях в турбине газогенератора реализуется условие  $\pi_T^* = \text{const}$ ? Какой вид имеет в этом случае уравнение рабочей линии? Как влияет изменение площади критического сечения элемента, расположенного за газогенератором, на положение рабочей линии на характеристике его компрессора? Как влияет расчетное значение  $\pi_{\text{квд}}^*$  на протекание рабочей линии, если компрессор не регулируется?

10. Что называется характеристикой газогенератора? Какими параметрами характеризуется режим работы газогенератора?

11. Что такое «Турбокомпрессорный модуль ТРДД»? Каковы условия совместной работы элементов ТКМ?

12. При каких условиях построена рабочая линия на характеристике КНД Вашего двигателя?

13. Что называется характеристикой ТКМ Вашего двигателя? При каких условиях она построена? Какими параметрами характеризуется режим работы ТКМ?

14. Что называется линией предельных режимов работы двигателя? Какие режимные параметры двигателя могут быть ограничены и почему? Что такое управляемые параметры и управляющие факторы? Каким путем реализуется управление Вашим двигателем на максимальном режиме?

15. Что называется высотно-скоростной характеристикой турбореактивного двигателя? Что называется дроссельной характеристикой турбореактивного двигателя? Как влияет степень двухконтурности на характер протекания высотно-скоростных и дроссельных характеристик?

16. Объясните влияние эксплуатационных ограничений на протекание высотно-скоростной характеристики Вашего двигателя.

### **ЧАСТЬ 3. РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТНЫХ ГТД (ТВаД)**

#### **Основные условия и допущения**

1. Расчетным режимом работы двигателя является максимальный режим в условиях висения вертолёта на расчетной высоте (высоте висения).

2. Гидравлические потери в воздухозаборнике двигателя (определяемые, в основном, установкой в нём пылезащитного устройства) учитываются введением в расчет коэффициента восстановления полного давления в воздухозаборнике  $\sigma_{вх}$ , который принимается независящим от режима работы двигателя.

3. Поскольку максимальные скорости полёта вертолётов невелики, принимается, что  $p^*_H = p_H$  и  $T^*_H = T_H$ .

4. Так как свободная турбина работает (на различных режимах работы двигателя) в широком диапазоне  $\pi_T$ , то параметры турбины газогенератора определяются с учетом возможного изменения параметра  $G_z$  свободной турбины.

5. Частота вращения свободной турбины на всех рассматриваемых режимах работы двигателя принимается неизменной, а изменение её КПД при изменении режима работы определяется по её типовой характеристике.

#### **Схемы ТВаД, основные обозначения и сокращения**

Схемы вертолётных ГТД с одновальным и двухвальным газогенераторами представлены на рис. 3.1. Основные обозначения и сокращения даны в начале этого пособия. В этом разделе даны лишь те, которые относятся к вертолётным ГТД и отличаются от основных обозначений для ТРДДсм и ТРДД:

ТК – выход из турбины компрессора;

Т – выход из свободной турбины;

с – выход из двигателя.

Заметим, что газогенератор в вертолётных ГТД принято называть также турбокомпрессорным модулем (ТКМ), турбину, вращающую компрессор, – турбиной компрессора (ТК).

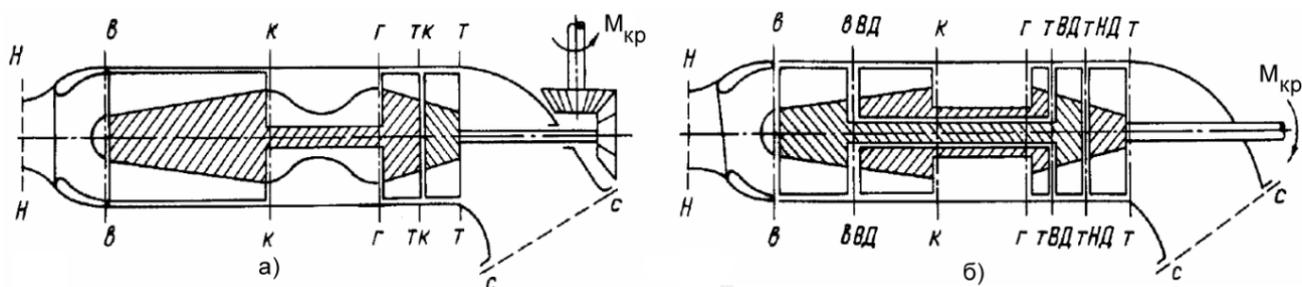


Рис. 3.1. Схемы ТВаД со свободной турбиной и с одновальным (а) или двухвальным (б) газогенераторами

### Сокращения (аббревиатуры) и индексы

ГГ – газогенератор (синонимум: ТКМ – турбокомпрессорный модуль);  
 ПЗУ – пылезащитное устройство;  
 ТК – турбина компрессора;  
 СТ – свободная турбина.

### Другие индексы

в – вход в компрессор;  
 г – выход из камеры сгорания;  
 к – компрессор, выход из компрессора;  
 кс – камера сгорания;  
 т – турбина, выход из турбины;  
 м – механический;

### Некоторые обозначения

$C_p = 1004,5$  Дж/(кг·К) – теплоемкость воздуха (при  $p = \text{const}$ );  
 $C_{pг} = 1158,3$  Дж/(кг·К) – теплоемкость продуктов сгорания (при  $p = \text{const}$ );  
 $N_e$  – мощность на валу свободной турбины, кВт;  
 $N_{eуд}$  – удельная мощность, кВт·с/кг;  
 $C_e$  – удельный расход топлива, кг/(кВт·ч);  
 $G_v$  – расход воздуха через компрессор, кг/с;  
 $G_{в.к.с}$  – расход воздуха через камеру сгорания, кг/с;  
 $G_T$  – расход топлива в камере сгорания, кг/с;  
 $g_T = G_T / G_{в.к.с}$  – относительный расход топлива в камере сгорания;  
 $G_{т.ч}$  – часовой расход топлива, кг/ч;  
 $g_{охл} = G_{охл} / G_v$  – относительный расход воздуха, отбираемого из-за компрессора на охлаждение турбины;  
 $g_{отб} = G_{отб} / G_v$  – относительный расход воздуха, отбираемого из-за компрессора на вертолётные нужды;  
 $n$  – частота вращения, показатель политропы;

$\eta^*_к, \eta^*_т$  – коэффициенты полезного действия (КПД) компрессора и турбины;

$\eta_{ст}$  – мощностной КПД свободной турбины;

$\mu$  – средний коэффициент нагрузки ступеней компрессора (турбины);

$\sigma$  – коэффициент восстановления (сохранения) полного давления.

### Выбор исходных данных

Исходными данными для проведения термодинамического расчета ТВаД (на максимальном режиме) и определения размеров его основных элементов являются следующие данные, указанные в бланке-задании на курсовую работу.

1. Расчетная высота висения  $H_p$ , м.

2. Мощность двигателя на этой высоте  $N_{ер}$ , кВт.

3. Температура газа перед турбиной  $T^*_г$ , К.

4. Степень повышения давления в компрессоре  $\pi^*_к$ .

5. КПД компрессора, КПД турбины компрессора, мощностной КПД свободной турбины.

В компрессорах ТВаД обычно используются не очень высокие окружные скорости ( $u_k=360\dots420$  м/с). И тогда у компрессора на расчетном режиме КПД может составить примерно 0,84...0,85.

В неохлаждаемой турбине компрессора обычно  $\eta^*_т$  составляет 0,89...0,9. В ТВаД с одновальным ГГ турбина может быть неохлаждаемой только при  $T^*_г$  не выше 1200...1250 К. Если же турбина охлаждается, то её КПД  $\eta^*_т$  получается несколько сниженным – 0,88...0,89.

Мощностной КПД свободной турбины обычно оказывается существенно более низким – 0,85...0,86 (из-за дополнительных потерь с неиспользуемой в ТВаД выходной скоростью).

6. Коэффициенты  $\sigma_{вх}$ ,  $\sigma_{к.с}$ ,  $\eta_g$ ,  $\eta_m$ .

Коэффициент  $\sigma_{вх}$ , учитывающий потери в воздухозаборнике, вызванные установкой в нём ПЗУ, на расчетном режиме обычно равен 0,97...0,98.

Коэффициент  $\sigma_{к.с}$  обычно равен 0,94...0,96, а коэффициент полноты сгорания  $\eta_g$  – 0,98...0,99.

Механический КПД  $\eta_m$  учитывает затраты части мощности турбины компрессора на трение в подшипниках (ничтожно малую) и на привод генератора, насосов, агрегатов и т.д., которые в ТВаД могут составлять 1...2% от мощности турбины. Соответственно  $\eta_m=0,98\dots0,99$ . В расчетах его значение принимается (для упрощения) одинаковым для всех каскадов турбины газогенератора.

7. Значения коэффициента  $g_{охл}=G_{охл}/G_B$  (где  $G_{охл}$  – расход воздуха через систему охлаждения турбины и  $G_B$  – расход воздуха через компрессор), коэффициента  $g_{отб}=G_{отб}/G_B$  (где  $G_{отб}$  – количество воздуха, отбираемого на нужды вертолѐта) и значение теплотворности топлива  $H_u$ .

Потребное значение  $g_{\text{охл}}$  зависит прежде всего от температуры газа перед турбиной. Если эта температура не превышает  $1200\dots1250^{\circ}\text{K}$ , то рабочие лопатки турбины могут выполняться сплошными, и тогда расход воздуха на их охлаждение не превышает  $g_{\text{охл}}\approx 0,01$ . При температуре  $1400\dots1500^{\circ}\text{K}$  обычно  $g_{\text{охл}}\approx 0,02\dots 0,03$ . При  $T_{\text{г}}^*=1600^{\circ}\text{K}$   $g_{\text{охл}}\approx 0,05$ .

Значение  $g_{\text{отб}}$  у вертолётных ГТД обычно составляет  $0,03\dots 0,04$ .

Если в качестве топлива используется авиационный керосин, то можно принять  $H_{\text{и}}\approx 43000$  кДж/кг.

### **Порядок расчета эксплуатационных характеристик ТВаД**

Программой, введенной в ЭВМ, предусмотрен поэтапный порядок проведения расчетов по определению параметров и характеристик двигателя.

Этап 1. Определение параметров двигателя на расчетном режиме (его термодинамический расчет), расчет характеристик компрессора и определение основных размеров элементов проточной части двигателя.

Этап 2. Построение рабочей линии на характеристике компрессора и расчет характеристик газогенератора (турбокомпрессорного модуля).

Этап 3. Расчет и построение линии предельных режимов работы двигателя и формирование программы управления двигателя на максимальном режиме.

Этап 4. Расчет эксплуатационных характеристик двигателя (высотных, дроссельных и климатических).

## **3.1. Термодинамический расчет и расчет размеров проточной части ТВаД (этап 1)**

### **3.1.1. Выбор значения $\pi_{\text{к.р}}^*$ и типа компрессора**

Выбор значения  $\pi_{\text{к}}^*$  на расчетном режиме должен основываться на анализе влияния  $\pi_{\text{к}}^*$  на габариты двигателя и его экономичность. Для этого необходимо:

- построить по результатам этого расчета график зависимости  $N_{\text{еуд}}$  и  $C_{\text{е}}$  от  $\pi_{\text{к}}^*$  и, анализируя его, выбрать расчетное значение  $\pi_{\text{к}}^*$ .
- рассчитать вручную значения удельной мощности двигателя  $N_{\text{еуд}}$  и удельного расхода топлива  $C_{\text{е}}$  для нескольких значений  $\pi_{\text{к}}^*$  при заданных исходных данных;

При этом надо учесть, что максимуму  $N_{\text{еуд}}$  (т.е.  $\pi_{\text{к}}^*=\pi_{\text{к.опт}}^*$ ) соответствует минимум потребного (для получения заданной мощности двигателя) расхода воздуха и соответственно минимум габаритных размеров и массы двигателя. Но для достижения максимальной экономичности двигателя (минимума  $C_{\text{е}}$ ) необходимо иметь существенно более высокое значение  $\pi_{\text{к}}^*$ . Выбор компр-

миссного (из этих двух) расчетного значения  $\pi^*_k$  должен, вообще говоря, производиться с учетом совместного влияния этих факторов на массу, дальность полёта и другие параметры вертолётa. Но в данной курсовой работе следует ориентировочно выбрать  $\pi^*_k$  несколько выше  $\pi^*_{k.опт}$ , учитывая, что при увеличении  $\pi^*_k$  (по сравнению с  $\pi^*_{k.опт}$ ) вначале  $N_{eуд}$  почти не снижается, тогда как  $C_e$  заметно уменьшается. И лишь при значительном увеличении  $\pi^*_k$  становится заметным снижение удельной мощности двигателя.

Проведение детального расчета зависимости  $N_{eуд}$  и  $C_e$  от  $\pi^*_k$  потребовало бы значительного времени. Поэтому, учитывая приближенность выбора  $\pi^*_k$ , в данной работе рекомендуется провести приближенный расчет значений  $N_{eуд}$  и  $C_e$  при различных  $\pi^*_k$ , задавшись значениями КПД процессов сжатия и расширения для термодинамического цикла двигателя с рассматриваемыми исходными данными, а для учета различия теплоемкостей воздуха и продуктов сгорания ввести коэффициент  $m$ , значение которого зависит от  $\pi^*_k$ ,  $T_H$  и  $T^*_Г$ . При выборе  $\pi^*_k$  для ТВаД можно принять  $m = 1,03 \dots 1,05$ , причем более высокие значения  $m$  относятся к двигателям с более высокой  $T^*_Г$ .

При этом значение  $\eta_c$  надо принять на 2 ... 3 % ниже, чем КПД компрессора (для учета потерь в ПЗУ), а значение  $\eta_p$  положить равным 0,84...0,86, т.е. заметно меньшим, чем обычные значения КПД турбин, для учета гидравлических и тепловых потерь в камере сгорания и потерь с выходной скоростью в свободной турбине.

Далее, задавшись 5-ю...6-ю значениями  $\pi^*_k$  (с примерно равными промежутками) в диапазоне, зависящим от расчетного значения  $T^*_Г$  (см. табл. 3.1), надо выполнить (для каждого из этих  $\pi^*_k$ ) расчеты удельных параметров ТВаД, сведя их в таблицу по типу табл. 3.2. При этом значения  $k$  и  $R$  при расчетах циклов ГТД, как известно, принимаются как для воздуха, т.е.  $k=1,4$  и  $R=287$  Дж/(кг·К).

Таблица 3.1

$T^*_{Г.р}, K$	1200 ... 1300	1300 ... 1400	1400 ... 1600	> 1600
$\pi^*_k$	6 ... 16	8 ... 20	9 ... 24	10 ... 30

По данным табл. 3.2 следует построить график зависимости  $N_{eуд}$  и  $C_e$  от  $\pi^*_k$  (по типу рис. 3.2) и, анализируя его, выбрать рациональное значение  $\pi^*_k$  на режиме висения. (При этом не следует пересчитывать таблицу, если минимум  $C_e$  оказался не достигнутым в принятом диапазоне значений  $\pi^*_k$ ).

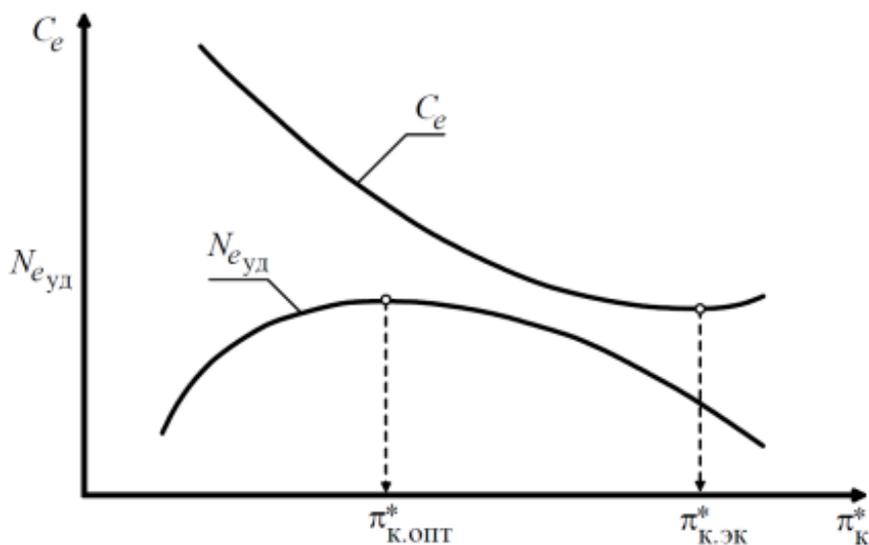
Выбранное значение  $\pi^*_k$  желательно согласовать с преподавателем.

Таблица 3.2

Выбор расчетного значения  $\pi_{к}^*$ 

Заданы:  $T_{нр} = \text{_____}$  К;  $T_{г.р}^* = \text{_____}$  К;  $\Delta = T_{г.р}^*/T_{нр} = \text{_____}$ ;  $\sigma_{вх} = \text{_____}$ ;  
 $\eta_{г} = \text{_____}$ ;  $Nu = \text{_____}$  кДж/кг. Приняты:  $\eta_{с} = \text{_____}$ ;  $\eta_{р} = \text{_____}$ ;  $m = \text{_____}$ .

1	$\pi_{к}^*$						
2	$\pi = \pi_{к}^* \sigma_{вх}$						
3	$e = \pi^{\frac{k-1}{k}}$						
4	$L_{ц} = \frac{k}{k-1} RT_{нр} \frac{e-1}{\eta_{с}} \frac{m \Delta \eta_{с} \eta_{р}}{e} - 1$ , Дж/кг						
5	$N_{еуд} = L_{ц}/1000$ , кВт/(кг/с)						
6	$T_{к}^* = T_{нр} \left( 1 + \frac{e-1}{\eta_{с}} \right)$ , К						
7	$c_{п} = (0,883 + 0,000209(T_{г}^* + 0,48T_{к}^*))$ , Дж/(кг·К)						
8	$Q = c_{п}(T_{г.р}^* - T_{к}^*)$ , кДж/кг						
9	$C_{е} = \frac{3600Q}{Nu \eta_{г} N_{еуд}}$ , кг/(кВт·ч)						

Рис. 3.2. К выбору  $\pi_{к.р}^*$  для ТВаД

Далее необходимо выбрать схему компрессора (т.е. число каскадов в нём и их тип). Опыт применения компрессоров различного типа в ТВаД показывает, что рациональная (с точки зрения массы и стоимости) схема компрессора зависит от расчетной мощности двигателя и расчетного значения  $\pi_{к}^*$ . Примерная рекомендация по выбору схемы компрессора ТВаД в зависимости от его расчетной мощности и  $\pi_{к.р}^*$  дана на рис. 3.3.

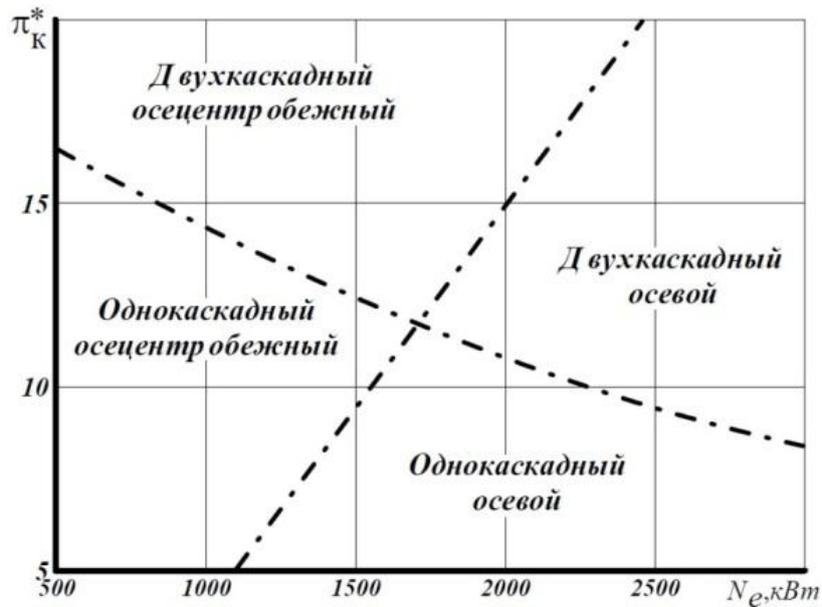


Рис. 3.3. Выбор типа и числа каскадов компрессора ТВаД

Если согласно этой рекомендации компрессор должен быть однокаскадным осевым, то при расчетном значении  $\pi_{к}^*$ , превышающем 6...6,5, его следует принимать регулируемым. Если компрессор должен быть двухкаскадным (осевым или осецентрибежным), то рекомендуется принимать  $\pi_{кнд}^*$  несколько более высоким, чем  $\pi_{квд}^*$ , а именно:

$$\pi_{кнд,р}^* = (1,05 \dots 1,15) \overline{\pi_{к,р}^*}; \quad \pi_{квд,р}^* = \pi_{к,р}^* / \pi_{кнд,р}^*.$$

Эти значения  $\pi_{кнд,р}^*$  и  $\pi_{квд,р}^*$  можно несколько округлить (для удобства последующих расчетов), выбрать значения остальных параметров (предусмотренных заданием на курсовую работу) и согласовать их все с преподавателем.

### 3.1.2. Термодинамический расчет двигателя

Термодинамический расчет двигателя выполняется для заданных расчетных условий путем последовательного определения параметров потока во всех характерных сечениях газоздушного тракта двигателя и последующего определения его удельных параметров (удельной мощности  $N_{eуд}$  и удельного расхода топлива  $C_e$ ). Для упрощения записи расчетных формул в этой главе индексы «р», указывающие, что здесь всюду имеются в виду расчетные параметры, будем опускать.

В расчете принимается, что параметры потока на выходе из предыдущего каскада компрессора или турбины равны параметрам на входе в последующий каскад, т.е., что гидравлических потерь в коротких каналах между этими каскадами нет.

### Вход в компрессор

Так как у ТВаД  $p_H^* = p_H$  и  $T_H^* = T_H$ , то  $p_B^* = \sigma_{вх} p_H$ , а  $T_B^* = T_H$ .

### Выход из компрессора и его параметры

$$p_K^* = p_B^* \pi_K^*; \quad \tau_K^* = 1 + \frac{e_K^* - 1}{\eta_K}, \quad \text{где } e_K^* = \pi_K^{* \frac{k-1}{k}}, \quad k=1,4; \quad T_K^* = T_B^* \tau_K^*; \quad L_K = c_p (T_K^* - T_B^*)$$

### Расчет относительного расхода топлива через камеру сгорания

Это отношение секундного расхода топлива к расходу воздуха на входе в

камеру сгорания, т.е.  $g_T = \frac{G_T}{G_B(1-g_{отб}-g_{охл})}$  или  $g_T = \frac{c_{п} (T_{Г}^* - T_{К}^*)}{\eta_{Г} H_u}$ ,

где  $c_{п} = (0,883 + 0,000209 \cdot (T_{Г}^* + 0,48T_{К}^*))$ , кДж/(кг·К).

### Вход в турбину компрессора и ее параметры

Параметры газа  $p_{Г}^* = \sigma_{к.с} p_K^*$ ;  $T_{Г}^* = T_{Г.р}^*$ .

Расход газа через турбину компрессора  $G_{Г} = G_B - G_{отб} - G_{охл} + G_T$

или  $G_{Г} = G_B(1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_T)$ .

Из условия баланса мощностей компрессора и турбины компрессора  $N_K = N_{ТК} \eta_M$  следует, что работа турбины компрессора равна

$$L_{ТК} = \frac{L_K}{1 - g_{отб} - g_{охл} (1 + g_T \eta_M)}$$

В то же время  $L_{ТК} = c_{pГ} T_{Г}^* (1 - 1/e_{ТК}^*) \eta_{ТК}^*$ . Из этого выражения следует,

что  $e_{ТК}^* = 1 / (1 - \frac{L_{ТК}}{c_{pГ} \eta_{ТК}^* T_{Г}^*})$ . Тогда  $\pi_{ТК}^* = e_{ТК}^{* \frac{k_{Г}}{k_{Г}-1}}$ , где  $k_{Г} = 1,33$ .

### Вход в свободную турбину и ее параметры

$$p_{Т.ТК}^* = p_{Г}^* / \pi_{ТК}^*; \quad T_{Т.ТК}^* = T_{Г}^* - \frac{L_{ТК}}{\frac{k_{Г}}{k_{Г}-1} R_{Г}}; \quad \pi_{ст} = p_{Т.ТК}^* / p_H; \quad e_{ст} = \pi_{ст}^{\frac{k_{Г}-1}{k_{Г}}};$$

$$L_{\text{CT}} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\text{Т.ТК}} \left( 1 - \frac{1}{e_{\text{CT}}} \right) \eta_{\text{CT}}, \text{ где } k_{\Gamma} = 1,33.$$

Соотношение расходов газа через свободную турбину и воздуха через компрессор  $\bar{G}_{\Gamma} = \frac{G_{\Gamma}}{G_{\text{В}}} = \left[ 1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}} \quad 1 + g_{\text{Т}} \right] + g_{\text{охл}}$ .

### Параметры двигателя на расчетном режиме

1. Потребный расход воздуха  $G_{\text{В}} = \frac{1000 N_e}{L_{\text{CT}} \bar{G}_{\Gamma}}$ , кг/с;
2. Часовой расход топлива  $G_{\text{Т.ч}} = 3600 G_{\text{В}} [1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}} + g_{\text{Т}}]$ , кг/ч;
3. Удельный расход топлива  $C_e = G_{\text{Т.ч}} / N_e$ , кг/(кВт·ч);
4. Приведенный расход воздуха  $G_{\text{В.пр}} = G_{\text{В}} \frac{101300}{p_{\text{В}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{В}}^*}{288}}$ ;
5. Приведенный часовой расход топлива  $G_{\text{Т.ч.пр}} = G_{\text{Т.ч}} \frac{101300}{p_{\text{В}}^*} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{В}}^*}}$ .

### Первое обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 1)

**ПРИМЕЧАНИЕ.** Все, что в этом пособии здесь и ниже выделено курсивом, следует подготовить перед обращением к программе расчета на ЭВМ при выполнении расчетов по каждому из четырех этапов курсовой работы.

После установки программы расчета характеристик ТВаД на ЭВМ на каком-либо диске ЭВМ необходимо создать папку, куда будут записываться результаты расчета. Далее следует открыть программу расчета и указать имя этой папки.

Расчет с помощью программы начинается с задания схемы двигателя и его параметров, указанных в бланке-задании на курсовую работу.

Так как в программе предусмотрен расчет характеристик компрессора, то для его проведения необходимо указать также физическую окружную скорость  $u_{\text{К}}$  лопаток компрессора, относительную плотность тока  $q$   $\lambda_{\text{В}}$  на входе в компрессор или в его каскады и запас газодинамической устойчивости компрессора  $\Delta K_y$  на расчетном режиме.

Окружные скорости лопаток компрессоров у вертолётных ГТД обычно меньше, чем у современных авиационных ГТД прямой реакции, и не превышают 380 ... 420 м/с. Значение  $q \lambda_B$  для компрессора в вертолётных ГТД обычно составляет  $\approx 0,75 \dots 0,82$  (до 0,85). Запас устойчивости  $\Delta K_y$  на расчетном режиме, необходимый для обеспечения устойчивой работы компрессора на других режимах работы двигателя, обычно составляет 18...20 %.

В данной курсовой работе расчет размеров элементов проточной части и числа ступеней в компрессоре и турбинах выполняется на ЭВМ в диалоговом режиме. Для его проведения вначале необходимо определить значение площади входного сечения компрессора двигателя  $F_B$  (по уже известному значению потребного (расчетного) расхода воздуха), используя следующую формулу

$$F_B = G_B \frac{\sqrt{T_B^*}}{m p_B^* q(\lambda_B)}.$$

Здесь  $p_B^* = p_H \sigma_{BX}$  и  $T_B^* = T_H$  определяются по значению  $p_H$  и  $T_H$  на расчетной высоте висения вертолета (заданной в бланке-задании на курсовую работу),  $m = 0,0404$ , а значение  $q \lambda_B$  задано при выборе параметров компрессора.

После этого в диалоговом окне программы на ЭВМ следует открыть этап «Термодинамический расчет» и ввести в появившемся следующем диалоговом окне вначале определенное выше значение  $G_B$ , а затем значение  $F_B$ .

После проверки результатов термодинамического расчета, выполненного вручную, ЭВМ определяет расчетные параметры газогенератора двигателя, расчетные параметры свободной турбины и двигателя в целом и выводит все полученные ею данные в табличной форме.

Кроме того, ЭВМ выполняет расчет характеристик компрессора и выводит их в табличной форме и в виде соответствующих графиков (рис. 3.4).

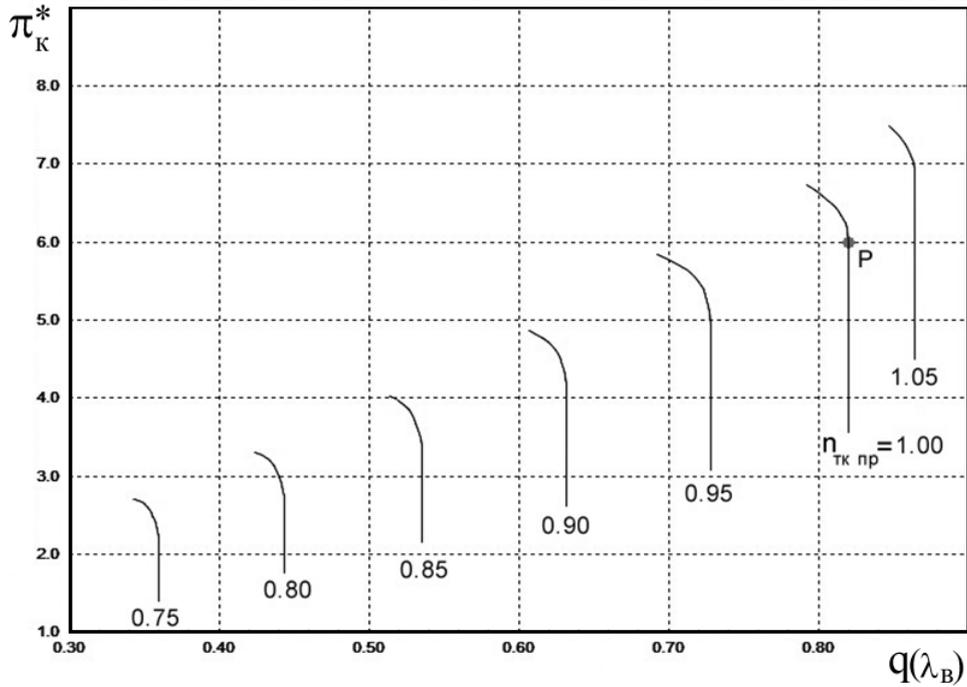


Рис. 3.4. Характеристика компрессора

Определение формы и размеров ряда элементов проточной части двигателя также производится с использованием введенной в ЭВМ программы, которая выводит на экран монитора схематический рисунок проточной части (от входа в компрессор до выхода из свободной турбины, рис. 3.5) и предоставляет возможность изменить его в желаемом направлении за счет:

- изменения форм проточной части компрессора и турбины;
- изменения относительного диаметра втулки в первой ступени компрессора;
- изменения удлинения лопаток (относительной длины ступеней);
- изменения соотношения окружных скоростей (диаметров) компрессора и турбины;
- изменения чисел  $\lambda_T$  на выходе из камеры сгорания и  $\lambda_T$  на выходе из свободной турбины, а также коэффициентов нагрузки  $\mu_T$  каждой из турбины.

Откорректированный рисунок проточной части двигателя выводится ЭВМ в виде графического файла, а результаты расчета основных размеров элементов проточной части и числа ступеней в компрессоре и турбине ЭВМ выдает (вместе с результатами термодинамического расчета двигателя) в текстовом файле.

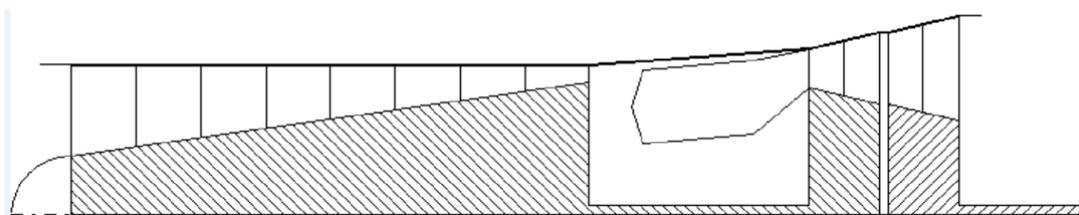


Рис. 3.5. Схема проточной части двигателя

*Все полученные с помощью ЭВМ результаты по первому этапу курсовой работы ЭВМ предложит сохранить в выделенной ранее папке.*

### 3.2. Расчет характеристик газогенератора ТВаД (этап 2)

Газогенератором (турбокомпрессорным модулем) называется совокупность элементов ТВаД, включающая компрессор, камеру сгорания и турбину компрессора. Условимся турбину газогенератора называть «турбина компрессора», а сечение газоздушного тракта на выходе из неё – сечением тк.

Характеристикой газогенератора называется зависимость степени повышения давления в нем  $\pi_{ГГ}^* = \pi_{ТКМ}^* = p_{ТК}^* / p_{В}^*$ , степени подогрева  $\tau_{ГГ}^* = \tau_{ТКМ}^* = T_{ТК}^* / T_{В}^*$  и степени повышения температуры в рабочем процессе газогенератора  $\Delta_{ГГ}^* = \Delta_{ТКМ}^* = T_{Г}^* / T_{В}^*$ , а также приведенного расхода воздуха через газогенератор  $G_{В.пр}$  (или относительной плотности тока  $q(\lambda)_{В}$ ) и приведенного расхода топлива  $G_{Т.ч.пр}$ , от приведенной частоты вращения ротора газогенератора  $n_{ТК.пр}$  (или её относительного значения  $\bar{n}_{ТК.пр}$ ).

Расчет характеристик газогенератора ТВаД – довольно труден. Поэтому в данной курсовой работе для газогенератора ТВаД предусмотрен ручной расчет только одной точки на его характеристике, т.е. определение значений  $\pi_{ГГ}^*$ ,  $\tau_{ГГ}^*$  и  $\Delta_{ГГ}^*$  только при одном значении приведенной частоты вращения компрессора (например, при  $\bar{n}_{ТК.пр} = 0,95$ ). Расчеты при других значениях  $\bar{n}_{ТК.пр}$  аналогичны. Поэтому после введения значений  $\pi_{ГГ}^*$ ,  $\tau_{ГГ}^*$  и  $\Delta_{ГГ}^*$  (полученных вручную) в диалоговое окно ЭВМ полная характеристика ГГ в широком диапазоне  $\bar{n}_{ТК.пр}$  рассчитывается на ЭВМ и выдаётся в виде таблицы и графиков.

Условиями совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины в одновальном газогенераторе являются:

- а) баланс расходов воздуха через компрессор и газа через турбину;
- б) баланс мощностей, развиваемый турбиной и потребляемый компрессором.

Относительная плотность тока в минимальном сечении соплового аппарата первой ступени турбины газогенератора ТВаД на рабочих режимах остается практически постоянной. Тогда из условия баланса расходов (с учетом того, что  $p_{\Gamma}^* = \sigma_{к.с} p_{к}^*$ , где  $\sigma_{к.с} = \text{const}$ ) следует, что

$$\frac{\pi_{к}^*}{q \lambda_{в}} = A \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{в}^*}} = A \sqrt{\Delta_{\Gamma}^*}, \text{ где } A - \text{константа.} \quad (3.1)$$

С другой стороны, условие баланса работ компрессора и турбины ГГ (как следствие баланса мощностей) может быть записано в следующем виде:

$$L_{к} = c_p T_{в}^* \frac{e_{к}^* - 1}{\eta_{к}^*} = \text{const} \times L_{тк} = \text{const} c_{pг} T_{\Gamma}^* \left( 1 - \frac{1}{e_{тк}^*} \right) \eta_{тк}^*.$$

Тогда, пренебрегая небольшим изменением  $\eta_{тк}^*$ , можно записать, что

$$\frac{e_{к}^* - 1}{\eta_{к}^*} = \text{const} \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{в}^*} \left( 1 - \frac{1}{e_{тк}^*} \right), \text{ а с учетом уравнения (3.1)} \quad \frac{\pi_{к}^*}{q \lambda_{в}} \sqrt{1 - \frac{1}{e_{тк}^*}} = C \sqrt{\frac{e_{к}^* - 1}{\eta_{к}^*}}.$$

Следовательно, из условий совместной работы элементов газогенератора вытекает, что

$$\frac{\pi_{к}^*}{q \lambda_{в}} \sqrt{1 - \frac{1}{e_{тк}^*}} / \sqrt{\frac{e_{к}^* - 1}{\eta_{к}^*}} = C. \quad (3.2)$$

При расчете характеристик газогенератора ТВаД необходимо учитывать, что при изменении режима работы двигателя значение  $\pi_{тк}^*$  и соответственно  $1 - 1/e_{тк}^*$  может изменяться вследствие того, что при снижении  $\pi_{ст}$  в общем случае уменьшается и относительная плотность тока  $q \lambda$  в горле соплового аппарата первой ступени свободной турбины. Влияние этого фактора можно учесть следующим образом.

У всякой турбины  $G_{\Gamma} = m_{\Gamma} \frac{p_{\Gamma}^*}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} F_{с.а} \sigma_{с.а} q \lambda_{с.а}$ , где  $p_{\Gamma}^*$  и  $T_{\Gamma}^*$  — давление

и температура заторможенного потока на входе в данную турбину. Следова-

тельно,

$$q \lambda_{с.а} = \frac{1}{m_{\Gamma} F_{с.а} \sigma_{с.а}} \frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{p_{\Gamma}^*}.$$

Значение  $\sigma_{c,a}$  близко к единице, и тогда  $q \lambda_{c,a} = \text{const} \frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{P_{\Gamma}}$ . Пара-

метр  $\frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{P_{\Gamma}}$  обозначается через  $G_Z$  и называется параметром расхода. Сле-

довательно, значение  $q \lambda_{c,a}$  в первой ступени свободной турбины пропорци-

онально параметру  $G_{ZCT} = \frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{T.TK}^*}}{P_{T.TK}}$ , т.е.  $q \lambda_{c,a} \text{ CT} = \text{const} \times G_{ZCT}$ .

Соответственно баланс расходов газа через турбину компрессора и сво-

бодную турбину можно записать в виде:

$$m_{\Gamma} \frac{P_{\Gamma}^*}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} F_{c.a.TK} q \lambda_{ca \text{ TK}}^{1+a} = m_{\Gamma} \frac{P_{T.TK}^*}{\sqrt{T_{T.TK}^*}} F_{c.a.CT} \times \text{const} \times G_{ZCT},$$

где малая постоянная величина «а» учитывает возврат охлаждающего воздуха в

проточную часть за ТК, а значение  $q \lambda_{ca \text{ TK}}$ , как уже отмечалось, практически

постоянно. Тогда из этого равенства следует, что  $\frac{P_{\Gamma}^*}{P_{T.TK}^*} \sqrt{\frac{T_{T.TK}^*}{T_{\Gamma}^*}} = \text{const} G_{ZCT}$ .

Если учесть, что  $\frac{T_{T.TK}^*}{T_{\Gamma}^*} = \left( \frac{P_{T.TK}^*}{P_{\Gamma}^*} \right)^{\frac{n-1}{n}}$ , где  $n$  – показатель политропы расши-

рения газа в турбине компрессора (в параметрах заторможенного потока), при-

чем  $\frac{2n}{n+1} \approx 1,13$ , то последнее равенство легко преобразовать к виду:

$$\pi_{TK}^* = \frac{P_{\Gamma}^*}{P_{T.TK}^*} = \text{const} \times G_{ZCT}^{\frac{2n}{n+1}} = \text{const} \times G_{ZCT}^{1,13}, \text{ откуда следует, что}$$

$$\pi_{TK}^* = \pi_{TK.p}^* \bar{G}_{ZCT}^{1,13}, \quad (3.3)$$

где  $\bar{G}_{ZCT} = G_{ZCT} / G_{ZCT.p}$  – относительное (по отношению к расчетному) зна-

чение  $G_{ZCT}$ .  
Обобщение экспериментальных данных показало, что параметр  $\bar{G}_{ZCT}$  за-

висит от степени изменения  $\pi_{CT}$  при переходе от одного режима её работы к

другому, точнее от параметра  $\chi = \frac{\pi_{CT} - 1}{\pi_{CT.kp} - 1}$ , где  $\pi_{CT.kp}$  – некоторое критиче-

ское значение  $\pi_{CT}$ , при превышении которого параметр  $G_{ZCT}$  не изменяется

( $\bar{G}_{z_{ст}}=1$ ).

Значения  $\pi_{ст.кр}$  в зависимости от числа ступеней в свободной турбине представлены в табл. 3.3, а изменение  $\bar{G}_{z_{ст}}$  при изменении параметра  $\chi$  показано на рис. 3.6.

Таблица 3.3

Число ступеней $z_{ст}$ в свободной турбине	1	2	3	4
$\pi_{ст.кр}$	1,9	2,4	2,8	3,1

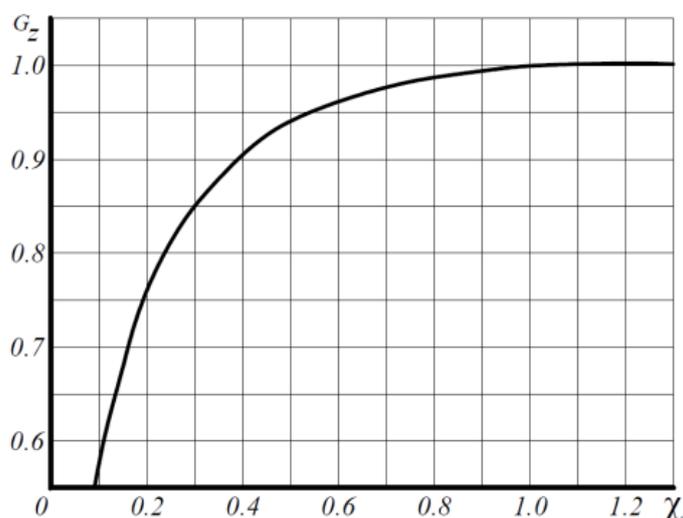


Рис. 3.6. Изменение параметра расхода  $\bar{G}_z$  свободной турбины при  $\pi_{ст} \neq \pi_{ст.кр}$

С учетом сказанного положение рабочей точки на характеристике компрессора ТВаД при  $\bar{n}_{тк.пр} = 0,95$  может быть найдено следующим путем.

1. Сначала следует в заголовок таблицы типа табл. 3.4 записать (из файла с результатами термодинамического расчета) ряд расчетных значений параметров элементов ТВаД: расчетные параметры компрессора, затем,  $\pi_{тк.р}^*$ ,  $\pi_{ст.р}$ ,  $z_{ст}$ ,  $\pi_{ст.кр}$ ,  $\sigma_{вх}$ ,  $\sigma_{к.с}$ , а также вычисленное по ним (по формуле (3.2) значение константы  $C$  (обозначим его  $C_0$ ).

2. Из таблицы характеристики компрессора, которая получена в первом этапе расчета, при данном значении  $\bar{n}_{тк.пр} = 0,95$  в строки 1–3 табл. 3.4 записываются значения  $q$ ,  $\lambda_{в}^*$ ,  $\pi_{к}^*$  и  $\eta_{к}^*$  для нескольких точек напорной кривой компрессора.

Определение параметров ГГ (ТКМ) при  $\bar{n}_{\text{ТК.пр}} = 0,95$ .

Расчетные параметры:

$$\pi_{\text{к.р}}^* = \text{_____}; \quad q \lambda_{\text{в.р}} = \text{_____}; \quad \eta_{\text{к.р}}^* = \text{_____}; \quad \pi_{\text{ТК.р}}^* = \text{_____};$$

$$\pi_{\text{ст.р}} = \text{_____}; \quad z_{\text{ст}} = \text{_____}; \quad \pi_{\text{ст.кр}} = \text{_____}; \quad \sigma_{\text{вх}} = \text{_____}; \quad \sigma_{\text{к.с}} = \text{_____};$$

$$C_0 = \frac{\pi_{\text{к.р}}^*}{q \lambda_{\text{в.р}}} \sqrt{1 - \frac{1}{e_{\text{ТК.р}}^*}} / \sqrt{\frac{e_{\text{к.р}}^* - 1}{\eta_{\text{к.р}}^*}} = \text{_____}.$$

1	$q \lambda_{\text{в.р}}$ при $\bar{n}_{\text{ТК.пр}} = 0,95$					
2	$\pi_{\text{к}}^*$ при $\bar{n}_{\text{ТК.пр}} = 0,95$					
3	$\eta_{\text{к}}^*$ при $\bar{n}_{\text{ТК.пр}} = 0,95$					
4	$\pi_{\text{ТК1}}^* = \pi_{\text{ТК.р}}^*$ (первое приближение)					
5	$\pi_{\text{ст1}} = \sigma_{\text{вх}} \pi_{\text{к}}^* \sigma_{\text{к.с}} / \pi_{\text{ТК1}}^*$					
6	$\chi_1 = \pi_{\text{ст1}} - 1 / \pi_{\text{ст.кр}} - 1$					
7	$\bar{G}_{\text{зст1}} = f \chi_1$ (по рис.2.1)					
8	$\pi_{\text{ТК2}}^* = \pi_{\text{ТК.р}}^* \bar{G}_{\text{зст1}}^{1,13}$ (второе приближение)					
9	$\pi_{\text{ст2}} = \sigma_{\text{вх}} \pi_{\text{к}}^* \sigma_{\text{к.с}} / \pi_{\text{ТК2}}^*$					
10	$\chi_2 = \pi_{\text{ст2}} - 1 / \pi_{\text{ст.кр}} - 1$					
11	$\bar{G}_{\text{зст2}} = f \bar{\pi}_{\text{ст2}}$ (по рис.2.1)					
12	$\pi_{\text{ТК3}}^* = \pi_{\text{ТК.р}}^* \bar{G}_{\text{зст2}}^{1,13}$ (третье приближение)					
13	$1 - 1/e_{\text{ТК}}^* = f \pi_{\text{ТК3}}^*$ (при $k=1,33$ )					
14	$e_{\text{к}}^* = \pi_{\text{к}}^* \frac{k-1}{k}$ (при $k = 1,4$ )					
15	$C = \frac{\pi_{\text{к}}^*}{q \lambda_{\text{в.р}}} \sqrt{1 - \frac{1}{e_{\text{ТК}}^*}} / \sqrt{\frac{e_{\text{к}}^* - 1}{\eta_{\text{к}}^*}}$					

3. Полагая сначала (в первом приближении)  $\pi_{\text{TK}}^* = \pi_{\text{TK.p}}^*$  (обозначим его  $\pi_{\text{TK1}}^*$ ), для каждой точки данной напорной кривой вычисляется значение  $\pi_{\text{CT}}$ :  $\pi_{\text{CT1}} = \sigma_{\text{ВХ}} \pi_{\text{К}}^* \sigma_{\text{К.С}} / \pi_{\text{TK1}}^*$ .

4. Определяется значение параметра  $\chi = \frac{\pi_{\text{CT}} - 1}{\pi_{\text{CT.кр}} - 1}$  (где значение  $\pi_{\text{CT.кр}}$  определяется по табл. 3.3) и по рис. 3.6 определяется  $\bar{G}_{\text{ZCT1}}$ , по которому по формуле (3.3) находится уточненное значение  $\pi_{\text{TK}}^*$  (второе приближение), обозначенное в табл. 3.4 как  $\pi_{\text{TK2}}^*$ .

5. По этому уточненному значению  $\pi_{\text{TK}}^*$  снова находится  $\pi_{\text{CT}}$  как

$$\pi_{\text{CT2}} = \sigma_{\text{ВХ}} \pi_{\text{К}}^* \sigma_{\text{К.С}} / \pi_{\text{TK2}}^*.$$

6. Снова находится значение параметра  $\chi$  и соответственно по рис. 3.6 определяется  $\bar{G}_{\text{ZCT2}}$ , по которому по формуле (3.3) снова находится значение  $\pi_{\text{TK}}^*$  (третье приближение), обозначенное в табл. 3.4 как  $\pi_{\text{TK3}}^*$ .

Процесс таких итераций можно было бы продолжать. Но при  $\bar{n}_{\text{TK.пр}} = 0,95$  даже  $\pi_{\text{TK2}}^*$  обычно отличается от истинного значения  $\pi_{\text{TK}}^*$  (при этом  $\bar{n}_{\text{TK.пр}}$ ) на доли процента.

7. По найденному таким путем значению  $\pi_{\text{TK}}^*$ , отвечающему данному значению  $\pi_{\text{К}}^*$ , соответственно вычисляется значение  $1 - 1/e_{\text{TK}}^*$  и затем, в соответствии с формулой (3.2), значение константы  $C$ , отвечающей данной точке напорной характеристики компрессора.

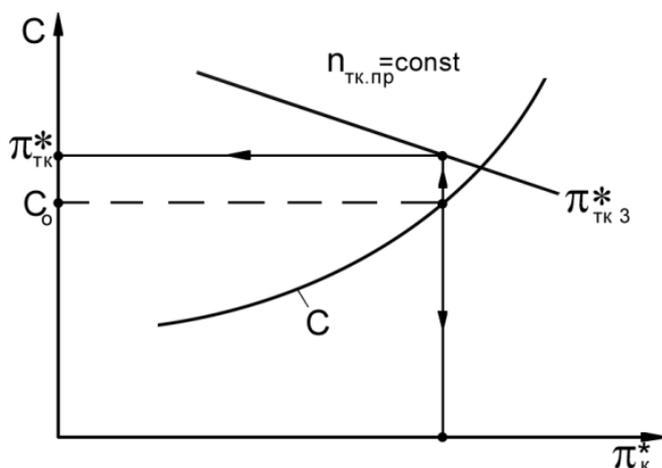


Рис. 3.7. Определение положения рабочей точки на напорной кривой компрессора

По полученным таким образом значениям константы  $C$  для всех выбранных точек данной напорной кривой компрессора необходимо построить графики зависимости величины  $C$  и найденного в третьем приближении значения  $\pi_{\text{TK}}^*$  (т.е.  $\pi_{\text{TK3}}^*$ ) от  $\pi_{\text{K}}^*$  для данной напорной кривой (по типу рис. 3.7). Точка пересечения кривой  $C = f \pi_{\text{K}}^*$  с горизонталью  $C = C_0$  (где  $C_0$  – вычисленное ранее истинное значение константы  $C$ ) даст значение  $\pi_{\text{K}}^*$  в соответствующей рабочей точке компрессора, а по линии  $\pi_{\text{TK3}}^* = f \pi_{\text{K}}^*$  нужно определить соответствующее значение  $\pi_{\text{TK}}^*$ .

Соответствующие найденному  $\pi_{\text{K}}^*$  значения параметров газогенератора находятся далее следующим образом:

$$\text{а) так как } \pi_{\text{ГГ}}^* = \frac{\pi_{\text{K}}^* \sigma_{\text{K.C}}}{\pi_{\text{TK}}^*}, \text{ то } \pi_{\text{ГГ}}^* = \pi_{\text{ГГ.р}}^* \frac{\pi_{\text{K}}^* \pi_{\text{TK.р}}^*}{\pi_{\text{K.р}}^* \pi_{\text{TK3}}^*}; \quad (3.4)$$

б) по характеристике компрессора определяется значение  $q \lambda_{\text{В}}$ , соответствующее найденному значению  $\pi_{\text{K}}^*$  (при данном  $\bar{\pi}_{\text{TK.пр}} = 0,95$ ), после чего значение  $\Delta_{\text{ГГ}}^*$  определяется по формуле (3.1), согласно которой

$$\Delta_{\text{ГГ}}^* = \Delta_{\text{ГГ.р}}^* \times \left( \frac{\pi_{\text{K}}^*}{q \lambda_{\text{В}}} \right)^2 \bigg/ \left( \frac{\pi_{\text{K}}^*}{q \lambda_{\text{В}}} \right)^2_{\text{р}}; \quad (3.5)$$

$$\text{в) значение } \tau_{\text{ГГ}}^* = \frac{T_{\text{Т.ТК}}^*}{T_{\text{В}}^*} = \frac{T_{\text{Г}}^*}{T_{\text{В}}^*} \frac{T_{\text{Т.ТК}}^*}{T_{\text{Г}}^*} = \Delta_{\text{ГГ}}^* \frac{T_{\text{Т.ТК}}^*}{T_{\text{Г}}^*} \text{ определяется следующим}$$

образом: так как  $L_{\text{TK}} = c_{\text{рГ}} (T_{\text{Г}}^* - T_{\text{Т.ТК}}^*)$ , то  $\frac{T_{\text{Т.ТК}}^*}{T_{\text{Г}}^*} = 1 - \frac{L_{\text{TK}}}{c_{\text{рГ}} T_{\text{Г}}^*}$  и тогда

$$\tau_{\text{ГГ}}^* = \Delta_{\text{ГГ}}^* \left( 1 - \frac{L_{\text{TK}}}{c_{\text{рГ}} T_{\text{Г}}^*} \right), \quad (3.6)$$

где  $c_{\text{рГ}} = \frac{k_{\text{Г}}}{k_{\text{Г}} - 1} R_{\text{Г}} = 1158,3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \times \text{К}}$  и (при  $\eta_{\text{TK}}^* = \text{const}$ )

$$\frac{L_{\text{ТК}}}{T_{\Gamma}^*} = \left( \frac{L_{\text{ТК}}}{T_{\Gamma}^*} \right)_p \times \frac{1 - 1/e_{\text{ТК}}^*}{1 - 1/e_{\text{ТК.р}}^*}. \quad (3.7)$$

### **Второе обращение к программе расчета на ЭВМ**

После выполненных выше вычислений вручную следует в диалоговом окне программы на ЭВМ открыть этап «Расчет характеристик газогенератора» и в появившемся следующем диалоговом окне ввести значения  $\Delta_{\text{ГГ}}$ ,  $\tau_{\text{ГГ}}$  и  $\pi_{\text{ГГ}}$  при значении  $\bar{p}_{\text{ТК.р}} = 0,95$ .

ЭВМ производит полный расчет характеристик одновального ГГ и выдает их результаты в широком диапазоне  $\bar{p}_{\text{ТК.р}}$  в виде графиков и таблиц, включая характеристику компрессора с расположенной на ней рабочей линией.

Все эти результаты необходимо сохранить в ранее созданной папке для хранения результатов расчетов.

### **3.3. Построение линии предельных режимов и формирование программы управления двигателем на максимальном режиме (этап 3)**

На современных вертолётах лётчик управляет подъемной силой несущего винта с помощью так называемого рычага общего шага (РОШ) или рычага «Шаг-газ». При этом частота вращения несущего винта (и частота вращения непосредственно связанного с ним через трансмиссию и редуктор вала свободной турбины) в широком диапазоне эксплуатационных режимов автоматически поддерживается неизменной. В результате лётчик, управляя углами атаки лопастей несущего винта, получает возможность быстро изменять его подъемную силу, не затрачивая времени на изменение скорости его вращения.

В то же время система управления двигателем должна автоматически ограничивать максимально допустимые режимы работы всех его элементов, чтобы не допустить их повреждения в эксплуатации. Для формирования соответствующей программы управления двигателем на максимальном режиме удобно использовать так называемую **линию предельных режимов работы двигателя**, которая определяет максимально допустимые значения приведенной частоты вращения компрессора в зависимости от условий на входе в двигатель.

#### **3.3.1. Построение линии предельных режимов работы двигателя**

Линия предельных режимов строится с учетом основных ограничений, которые могут накладываться на параметры, характеризующие условия работы элементов двигателя или силовой установки ЛА в целом.

Для ТВаД это следующие ограничения:

а) по прочности его роторов –  $n_{\max}$ , а также  $n_{\text{ст max}}$ ;

б) по жаропрочности лопаток турбины –  $T_{\Gamma \max}^*$ ;

в) по газодинамической устойчивости –  $n_{\text{пр max}}$  или  $n_{\text{нд.пр max}}$  (что связано со значительным увеличением углов атаки в последних ступенях компрессора на рабочих режимах при  $\bar{n}_{\text{пр}} > 1$ ).

Кроме того, для ТВаД к ним добавляется еще ограничение по прочности трансмиссии или редуктора несущего винта и соответственно по мощности свободной турбины –  $N_{e \max}$ .

Изменение температуры на входе в двигатель  $T_{\text{в}}^*$  (практически равной для ТВаД температуре атмосферы) может быть вызвано как изменением высоты полёта, так и погодными (климатическими) условиями. **Повышение**  $T_{\text{в}}^*$  при поддержании  $n_{\text{тк}} = n_{\text{тк max}} = \text{const}$  может стать причиной недопустимого превышения значения  $T_{\Gamma \max}^*$ . Но развиваемая двигателем мощность при этом будет только падать.

Причиной превышения максимально допустимой мощности двигателя может стать только **снижение** температуры атмосферы или значительное повышение атмосферного давления. Но такое повышение  $p_{\text{н}}$  наблюдается только у так называемых «высотных» ТВаД, рассчитанных на обеспечение возможности висения вертолёта с полной нагрузкой на значительной высоте.

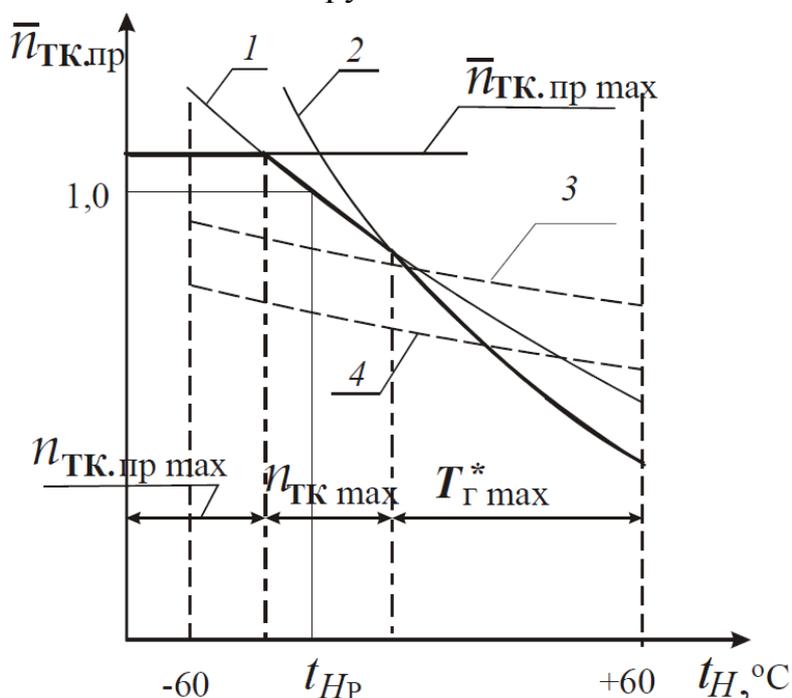


Рис. 3.8. Линия предельных режимов работы ТВаД:

1 –  $\bar{n}_{\text{тк max}}$ ; 2 –  $T_{\Gamma \max}^*$ ; 3 –  $N_{e \max}$  при  $H_1 < H_p$ ; 4 –  $N_{e \max}$  при  $H_2 < H_1$

Поэтому линия предельных режимов работы ТВаД обычно строится в виде зависимости предельно допустимого значения приведенной частоты вращения компрессора от температуры атмосферы в широких пределах её изменения (от минус 60 °С до плюс 60 °С). При этом учитываются только ограничения, соответствующие пунктам а), б) и в) из указанных выше.

Затем на неё наносятся линии ограничений по предельно допустимой мощности для нескольких высот: равной и меньших расчетной высоты висения, как показано на рис.3.8.

Здесь линия 1 соответствует максимально допустимым значениям  $\bar{n}_{нд.пр}$ , соответствующим  $n_{нд.мах}$ , линия 2 – максимально допустимым значениям  $\bar{n}_{нд.пр}$ , соответствующим  $T_{г\ max}^*$ . Огибающая их (жирная линия на рис. 3.8) и является линией предельных режимов работы (ЛПР) двигателя при отсутствии ограничения по мощности свободной турбины. А линии 3 и 4 – это линии ограничения  $\bar{n}_{нд.пр}$  по мощности свободной турбины для некоторых конкретных высот полёта:  $H_1 < H_p$  и  $H_2 < H_1$ .

### 3.3.2. Формирование программы управления двигателем на максимальном режиме

Полученная линия предельных режимов работы двигателя является **основой для формирования программы управления ТВаД на максимальном режиме.**

ТВаД обычно снабжаются системами измерения частоты вращения ротора  $n_{тк}$ , температуры воздуха на входе  $T_v^*$  и температуры газа перед турбиной компрессора  $T_g^*$  (если она невелика) или за турбиной  $T_{т.тк}^*$ , по которой можно косвенно следить за температурой газа перед турбиной  $T_g^*$ .

Кроме того, на всех ТВаД имеется система измерения частоты вращения свободной турбины  $n_{ст}$ , а на многих ТВаД также система измерения крутящего момента на её валу (для контроля мощности, развиваемой двигателем) с целью недопущения превышения её максимально допустимого значения. На некоторых ТВаД измеритель крутящего момента отсутствует, но кроме измерения  $T_v^*$ , измеряется также давление на входе в компрессор  $p_v^*$ , а значение  $n_{тк\ max}$  корректируется (снижается с ростом  $p_v^*$  и с уменьшением  $T_v^*$ ) с таким расчетом, чтобы мощность свободной турбины не превышала предельно допустимого значения.

С учетом показаний датчиков всех этих систем формируется **программа управления газогенератором ТВаД** на максимальном режиме в виде зависимости этих параметров от  $T_B^*$  и  $p_H$  с учетом эксплуатационных ограничений.

Температура  $T_B^*$  может изменяться как из-за погодных условий, так и вследствие изменения высоты полёта. Соответственно принято рассматривать программы управления газогенератором ТВаД:

- а) по температуре атмосферы (при  $p_H = \text{const}$ );
- в) по высоте (при изменении  $p_H$  и  $T_H$  по  $H$ ).

На рис. 3.9 показана примерная программа управления одновальным газогенератором ТВаД **по температуре**  $t_B^* = t_H$  на максимальном режиме, учитывающая ограничения  $n_{\text{ТК max}}$ ,  $n_{\text{ТК.пр max}}$  и  $T_{\Gamma}^*$ . Она построена в соответствии с линией предельных режимов, изображенной ранее на рис. 3.8. Линия 1 (изменение  $n_{\text{ТК}}$  по  $t_H$  на максимальном режиме) соответствует здесь жирной (огibaющей) линии изменения

$n_{\text{ТК.пр max}}$  по  $t_H$  на рис. 3.8, которая повторена на рис. 3.9 линией 2. При  $t_H < t_{H1}$  значение  $n_{\text{ТК.пр max}}$  ограничено по соображениям поддержания заданного запаса устойчивости компрессора. Линия 3 показывает изменение температуры газов перед турбиной на максимальном режиме в зависимости от  $t_H$ , которая ограничена (по соображениям жаропрочности лопаток турбины) при  $t_H > t_{H2}$ . В диапазоне изменения  $t_H$  от  $t_{H1}$  до  $t_{H2}$  частота вращения ротора ГГ поддерживается максимально допустимой по условиям его прочности.

На эту программу могут (в зависимости от высоты полёта) накладываться также ограничения по мощности свободной турбины. И тогда в целом программа управления ТВаД по температуре при данной высоте полёта приобретает примерно вид, показанный на рис. 3.10.

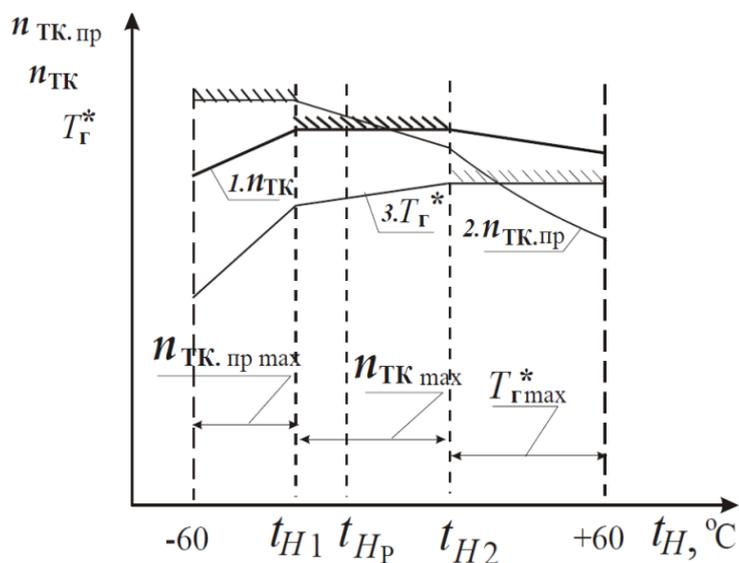


Рис. 3.9. Программа управления одновальным ГГ ТВаД по  $t_H$  без учета ограничения  $N_e$

Здесь в диапазоне  $t_H$  от  $-60^\circ\text{C}$  до  $t_{Hр}$  поддерживается  $N_e = N_{e\text{max}}$ , в диапазоне от  $t_{Hр}$  до  $t_{H1} - n_{TK} = n_{TK\text{max}}$ , а в диапазоне от  $t_{H1}$  до  $+60^\circ\text{C}$  —  $T_\Gamma^* = T_\Gamma^*\text{max}$ .

Этот рисунок соответствует случаю, когда максимальная мощность ТВаД достигается как раз при  $t_H = t_{Hр}$ .

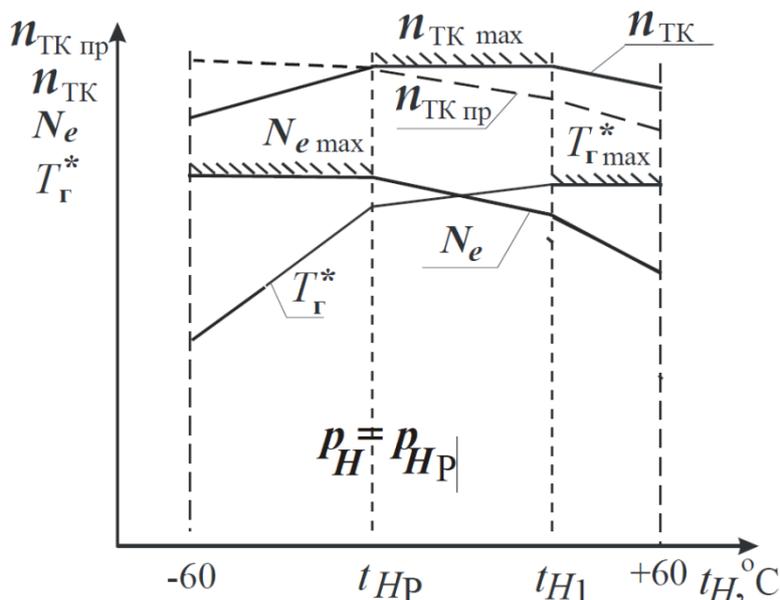


Рис. 3.10. Программа управления одновального ГГ ТВаД по  $t_H$  с учетом ограничения по  $N_e$

В данном случае при снижении  $t_H$ , прежде, чем в газогенераторе могло бы наступить ограничение  $n_{TK.пр}$  по условиям газодинамической устойчивости, мощность двигателя достигает максимально допустимого значения. Поэтому при дальнейшем уменьшении  $t_H$  значение  $n_{TK}$  на максимальном режиме необходимо понижать, хотя и в меньшей мере, как показывают расчеты, чем при ограничении значения  $n_{TK.пр}$  по соображениям газодинамической устойчивости. А ограничение  $n_{TK.пр}$  по соображениям газодинамической устойчивости) при этом обычно не достигается.

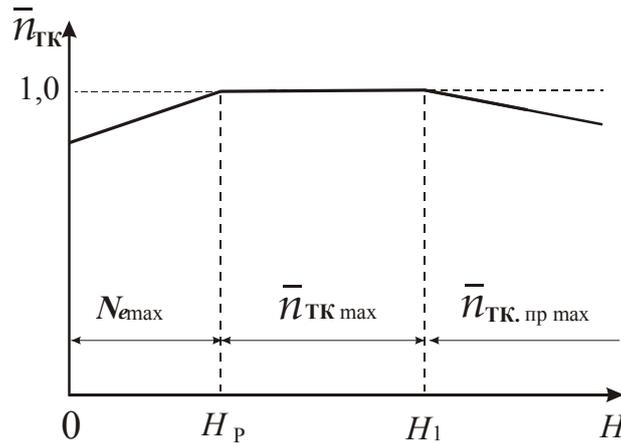


Рис. 3.11. Программа управления ТВаД по высоте

Программа управления ТВаД **по высоте** строится в предположении, что с изменением высоты полёта температура и давление атмосферного воздуха изменяются. Примерный вид программ управления по высоте для высотного ТВаД показан на рис. 3.11. При этом принято, что максимально допустимая мощность двигателя равна расчетной.

На высотах, меньших расчетной, здесь наступает ограничение  $N_{e\max}$ . Причина этого состоит в том, что в общем случае при  $n_{ТК} = \text{const}$  мощность ТВаД с **увеличением высоты** падает. Её снижение обусловлено тем, что из-за падения  $p_H$  уменьшается и  $p_B^* = \sigma_{вх} p_H$ . Поэтому с увеличением высоты снижается расход воздуха через двигатель  $G_B = m \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}} F_B q \lambda_B$ , хотя и в меньшей

мере, чем  $p_H$ , так как одновременно снижается и  $T_B^* \approx T_H$ , а  $q \lambda_B$  несколько возрастает вследствие роста  $n_{ТК.пр} = n_{ТК} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}$ . Мощность двигателя

$N_e = G_B N_{eуд}$  при этом снижается ещё в меньшей мере, так как вследствие уменьшения  $T_H$  возрастает степень подогрева рабочего тела  $\Delta$  в термодинамическом цикле двигателя.

Поэтому на **высотах, меньших расчетной**, наоборот, вследствие роста  $p_H$  при  $n_{ТК} = \text{const}$  мощность двигателя превысила бы расчетное (в данном случае и максимального допустимое) значение, чем и обусловлена необходимость снижения  $n_{ТК}$  при  $H < H_p$  в программе управления двигателем по высоте.

При  $H > H_p$  ограничения мощности двигателя уже нет. Температура газа  $T_G^*$  при  $n_{ТК} = \text{const}$  при этом обычно также несколько снижается (хотя и в меньшей мере, чем  $T_H$ ). Поэтому с ростом высоты может возникнуть только

ограничение  $n_{\text{тк.пр}}$  при некоторой высоте (обозначенной на рис. 3.11 как  $H_1$ ) по соображениям газодинамической устойчивости компрессора.

### **Третье обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 3)**

Для расчета линии предельных режимов и формирования программ управления двигателем следует в диалоговом окне программы на ЭВМ открыть этап «Расчет линии предельных режимов и программ управления». В появившемся следующем диалоговом окне ввести значения всех перечисленных в нем ограничиваемых параметров. По этим данным ЭВМ производит полный расчет линии предельных режимов и программ управления двигателем и выдает их результаты в виде графиков и таблиц.

Все эти результаты необходимо сохранить в ранее созданной папке для хранения результатов расчетов.

## **3.4. Расчет эксплуатационных характеристик авиационного ГТД (этап 4)**

### **3.4.1. Типы эксплуатационных характеристик**

Эксплуатационными характеристиками вертолётных ГТД называются зависимости мощности и удельного расхода топлива от условий полёта и режима работы двигателя. Для вертолётных ГТД различают высотные, дроссельные и климатические характеристики.

**Высотной характеристикой** ТВаД называется зависимость мощности  $N_e$  и удельного расхода топлива  $C_e$  от высоты полёта на максимальном (с учетом эксплуатационных ограничений) режиме работы двигателя. Примерный вид высотной характеристики представлен на рис. 3.12.

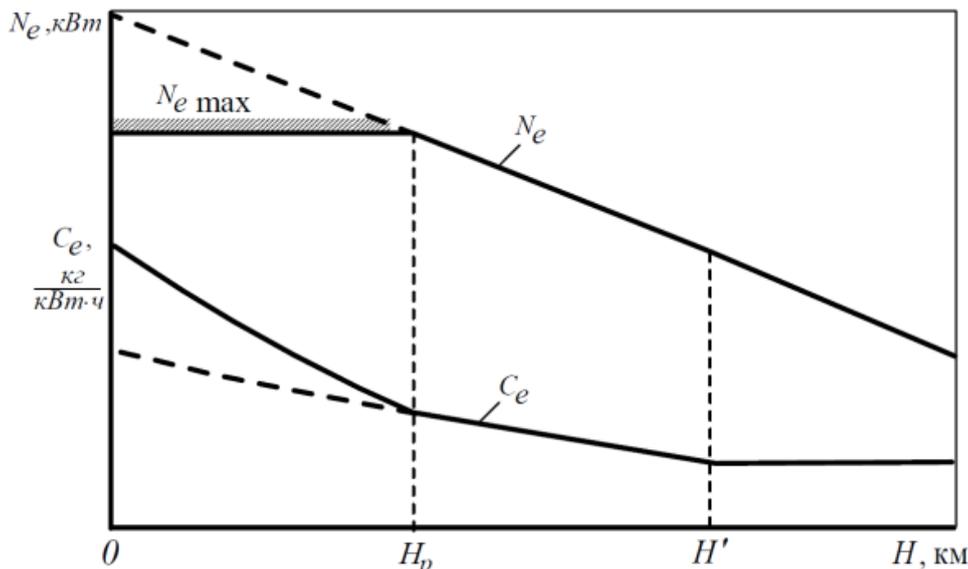


Рис. 3.12. Высотная характеристика ТВаД

С ростом высоты полёта мощность двигателя на максимальном режиме снижается (если двигатель невысотный), хотя и в меньшей мере, чем давление  $p_H$ . У высотного двигателя (с расчетной высотой висения  $H_p > 0$ ) на высотах, ниже расчетной, мощность двигателя (на максимальном режиме) ограничена, например, как показано на рис. 3.12.

Удельный расход топлива с ростом высоты полёта уменьшается, так как при постоянной частоте вращения газогенератора температура  $T_G^*$  изменяется (при отсутствии ограничения по мощности двигателя) незначительно. Поэтому степень подогрева рабочего тела в цикле двигателя  $\Delta = T_G^*/T_H$  существенно возрастает из-за снижения  $T_H$ . Это ведет к увеличению внутреннего КПД цикла двигателя и, следовательно, к снижению удельного расхода топлива.

Если же двигатель высотный, то на высотах, где его мощность ограничена (ниже  $H_p > 0$  на рис. 3.12), частота вращения ротора ГГ снижается (см. рис. 3.9 и рис. 3.10), что ведет к снижению  $T_G^*$  и соответственно  $\Delta = T_G^*/T_H$ . В результате внутренний КПД цикла двигателя  $\eta_{вн}$  снижается, а  $C_e$  возрастает, как показано на рис. 3.12, где штриховые линии в области  $H < H_p$  – это значения  $N_e$  и  $C_e$ , которые имели бы место при отсутствии ограничения  $N_e$ .

Если на высотах, превышающих некоторую  $H'$ , возникает ограничение приведенной частоты вращения компрессора по соображениям газодинамической устойчивости, то здесь  $n_{тк.пр} = \text{const}$ , поэтому режимы работы ТВаД при увеличении высоты полёта остаются подобными. Следовательно, здесь  $\Delta = T_G^*/T_H = \text{const}$  и соответственно  $\eta_{вн} = \text{const}$ . В результате  $C_e$  с ростом  $H$  более не снижается, а  $N_e$  падает быстрее (пропорционально  $p_H$ ).

**Дроссельной характеристикой** ТВаД называется зависимость мощности и удельного расхода топлива от частоты вращения ротора газогенератора при заданных значениях высоты полёта (т.е. при значениях  $p_H$  и  $T_H$ , соответствующих этой высоте). Примерный вид дроссельной характеристики для двух высот полёта представлен на рис. 3.13.

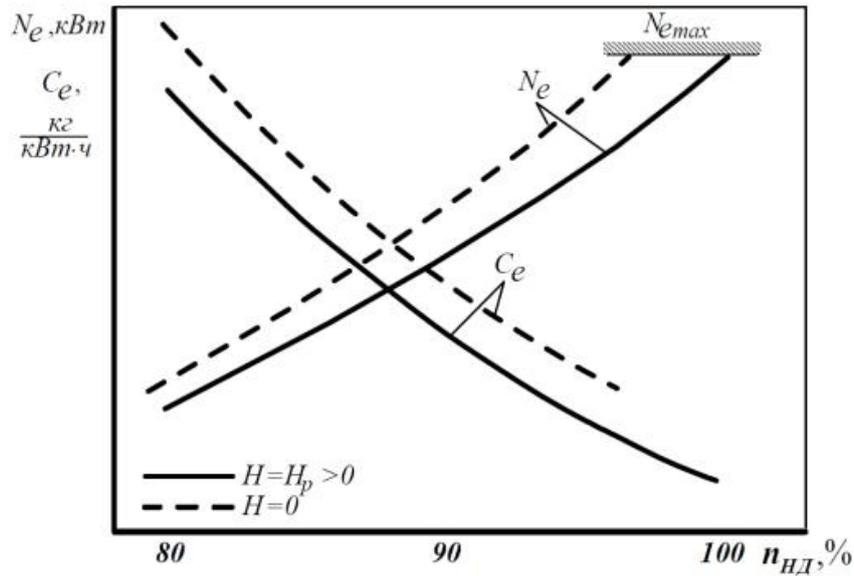


Рис. 3.13. Дроссельные характеристики ТВаД

При снижении частоты вращения ротора газогенератора удельный расход топлива возрастает из-за снижения  $\Delta = T_{\Gamma}^*/T_H$ , снижения  $\pi_{\kappa}^*$  и обусловленного этим снижения  $\eta_{BH}$ , а мощность двигателя падает, как по той же причине, так и вследствие снижения расхода воздуха.

**Климатической характеристикой** ТВаД называется зависимость  $N_e$  и  $C_e$  от режима работы двигателя (частоты вращения ротора газогенератора) и температуры атмосферного воздуха  $T_H$  на данной барометрической высоте полёта. Типичный вид климатической характеристики ТВаД представлен на рис. 3.14.

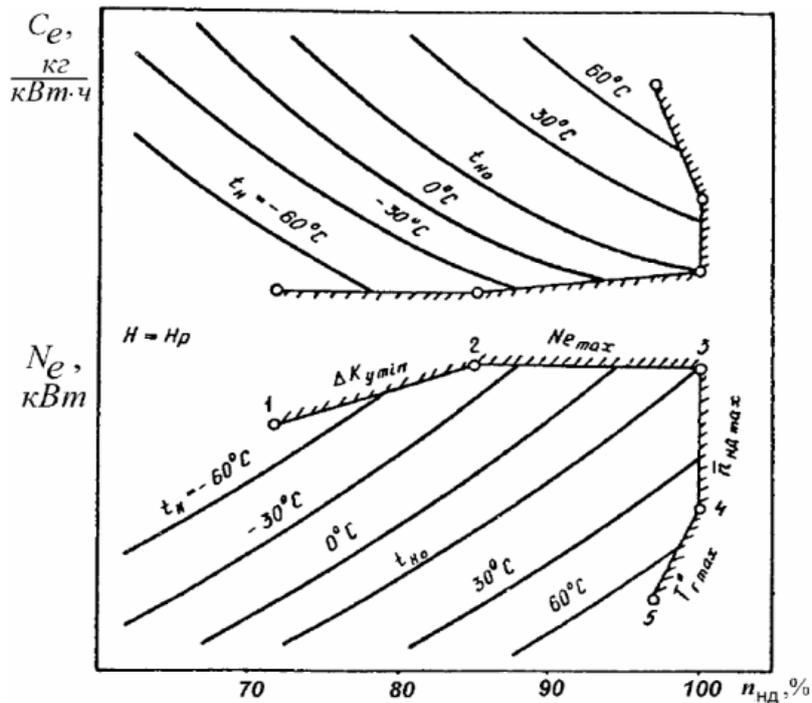


Рис. 3.14. Климатическая характеристика ТВаД

Климатическая характеристика по сути дела представляет собой ряд дроссельных характеристик, соответствующих одной и той же барометрической высоте полёта (одному и тому же значению  $p_H$ ), но различным значениям температуры атмосферного воздуха (от  $-60^\circ\text{C}$  до  $+60^\circ\text{C}$ ). Отштрихованные линии на рис. 3.14 соответствуют отмеченным на них эксплуатационным ограничениям.

Расчет эксплуатационных характеристик ТВаД обычно ведётся с использованием характеристики газогенератора, характеристики свободной турбины и программы управления двигателем на максимальном режиме, сформированной с учетом всех эксплуатационных ограничений.

### 3.4.2. Расчет дроссельной характеристики ТВаД

Для расчета дроссельной характеристики ТВаД на заданной барометрической высоте полёта (т.е. при значениях  $p_H$  и  $T_H$ , соответствующих этой высоте) необходимо сначала по программе управления двигателем по высоте полёта определить значение максимальной частоты вращения ротора двигателя  $\bar{n}_{\text{ТК max}}$  на данной высоте. Затем следует задаться значением  $\bar{n}_{\text{ТК}} \leq \bar{n}_{\text{ТК max}}$  (на 5...10% более низким, чем  $\bar{n}_{\text{ТК max}}$ ). Расчеты удобно вести по табл. 3.5. В первом столбце записать  $\bar{n}_{\text{ТК max}}$ , а во втором – значение  $\bar{n}_{\text{ТК}}$ , на 5...10% более низкое, чем  $\bar{n}_{\text{ТК max}}$ . Далее необходимо определить соответствующие этим частотам вращения значения  $\bar{n}_{\text{ТК.пр}} = \bar{n}_{\text{ТК}} \sqrt{T_{\text{в.р}}^* / T_{\text{в}}^*}$ , где  $T_{\text{в.р}}^*$  – полная температура на расчетной высоте. Затем следует по характеристикам газогенератора определить значения  $\pi_{\text{ГТ}}^*$  и  $\tau_{\text{ГТ}}^*$ , а также  $q(\lambda)_{\text{в}}$  и  $G_{\text{Т.ч.пр}}$  для каждого из этих  $\bar{n}_{\text{ТК.пр}}$ .

С использованием этих данных вычисляются:

а)  $\pi_{\text{СТ}} = \sigma_{\text{ВХ}} \pi_{\text{ГТ}}^*$  и соответственно  $1 - \frac{1}{e_{\text{СТ}}}$ ;

б)  $\bar{\pi}_{\text{СТ}} = \pi_{\text{СТ}} / \pi_{\text{СТ.р}}$ ;

в) температура газа на вход в свободную турбину  $T_{\text{Т.ТК}}^* = T_{\text{в}}^* \tau_{\text{ГТ}}^*$ ;

г) относительное значение параметра  $\bar{\lambda}_{\text{у ст}} = \frac{\lambda_{\text{у ст}}}{\lambda_{\text{у ст.р}}} = \sqrt{\frac{T_{\text{в.р}}^* \tau_{\text{ГТ.р}}^*}{T_{\text{в}}^* \tau_{\text{ГТ}}^*}}$ ;

д) относительное значение мощностного КПД свободной турбины  $\bar{\eta}_{СТ} = f \bar{\pi}_{СТ}, \bar{\lambda}_{УСТ}$  (по рис. 3.15) и соответственно  $\eta_{СТ} = \bar{\eta}_{СТ} \eta_{СТ.р}$ .

Определив таким образом КПД свободной турбины (при данной частоте вращения ГГ), следует далее вычислить:

1) работу свободной турбины  $L_{СТ} = \frac{k_{Г}}{k_{Г}-1} R_{Г} T_{Т.ТК}^* \left( 1 - \frac{1}{e_{СТ}} \right) \eta_{СТ}$ ;

2) расход воздуха через двигатель  $G_{В} = 0,0404 \frac{p_{В}^*}{\sqrt{T_{В}^*}} F_{В} q \lambda_{В}$ , ( $p_{В}^* = \sigma_{ВХ} p_{Н}$ );

3) мощность двигателя  $N_e = G_{В} L_{СТ} \bar{G}_{Г} / 1000$ , кВт, где относительный расход газа через свободную турбину  $\bar{G}_{Г} = G_{Г} / G_{В}$  был определен в термодинамическом расчете;

4) часовой расход топлива  $G_{Т.ч} = G_{Т.ч.пр} \frac{p_{В}^*}{p_{В.р}^*} \sqrt{\frac{T_{В}^*}{288}}$ , где  $p_{В.р}^*$  – полное давление на расчетной высоте.;

5) удельный расход топлива  $C_e = G_{Т.ч} / N_e$ .

Таблица 3.5  
Расчет дроссельной характеристики ТВаД на  $H = \text{км}$

$$T_{В.р}^* = T_{Н.р} = \text{___ К}; \quad T_{В}^* = T_{Н} = \text{___ К}; \quad p_{Н} = \text{___ Па}; \quad \bar{n}_{ТК \max} = \text{___}.$$

1	$\bar{n}_{ТК}$	$\bar{n}_{ТК \max} =$	
2	$\bar{n}_{ТК.пр} = \bar{n}_{ТК} \sqrt{T_{В.р}^* / T_{В}^*}$		
3	$\pi_{ГГ}^*$ (по характеристике ГГ)		
4	$\tau_{ГГ}^*$ (по характеристике ГГ)		
5	$\Delta_{ГГ}^*$ (по характеристике ГГ)		
6	$q \lambda_{В}$ (по характеристике ГГ)		

7	$G_{\text{т.ч.пр}}$ (по характеристике ГГ)		
8	$\pi_{\text{ст}} = \sigma_{\text{вх}} \pi_{\text{ГГ}}^*$		
9	$\bar{\pi}_{\text{ст}} = \pi_{\text{ст}} / \pi_{\text{ст.р}}$		
10	$T_{\text{Г}}^* = T_{\text{В}}^* \Delta_{\text{ГГ}}^*$ , К		
11	$T_{\text{т.тк}}^* = T_{\text{В}}^* \tau_{\text{ГГ}}^*$ , К		
12	$\bar{\lambda}_{\text{у ст}} = \frac{\lambda_{\text{у ст}}}{\lambda_{\text{у ст.р}}} = \sqrt{\frac{T_{\text{т.тк.р}}^*}{T_{\text{т.тк}}^*}}$		
13	$\bar{\eta}_{\text{ст}}$ (по рис. 3.15)		
14	$\eta_{\text{ст}} = \bar{\eta}_{\text{ст}} \eta_{\text{ст.р}}$		
15	$L_{\text{ст}} = \frac{k_{\text{Г}}}{k_{\text{Г}} - 1} R_{\text{Г}} T_{\text{т.тк}}^* \left( 1 - \frac{1}{e_{\text{ст}}} \right) \eta_{\text{ст}}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$		
16	$p_{\text{В}}^* = \sigma_{\text{вх}} p_{\text{Н}}, \text{Па}$		
17	$G_{\text{В}} = 0,0404 \frac{p_{\text{В}}^*}{\sqrt{T_{\text{В}}^*}} F_{\text{В}} q \lambda_{\text{В}}, \text{кг/с}$		
18	$N_{\text{е}} = G_{\text{В}} L_{\text{ст}} \bar{G}_{\text{Г}} / 1000, \text{кВт}$		
19	$G_{\text{т.ч}} = G_{\text{т.ч.пр}} \frac{p_{\text{В}}^*}{p_{\text{В.р}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{В}}^*}{T_{\text{В.р}}^*}}, \text{кг/ч}$		
20	$C_{\text{е}} = G_{\text{т.ч}} / N_{\text{е}}, \text{кг/(кВт}\cdot\text{ч)}$		

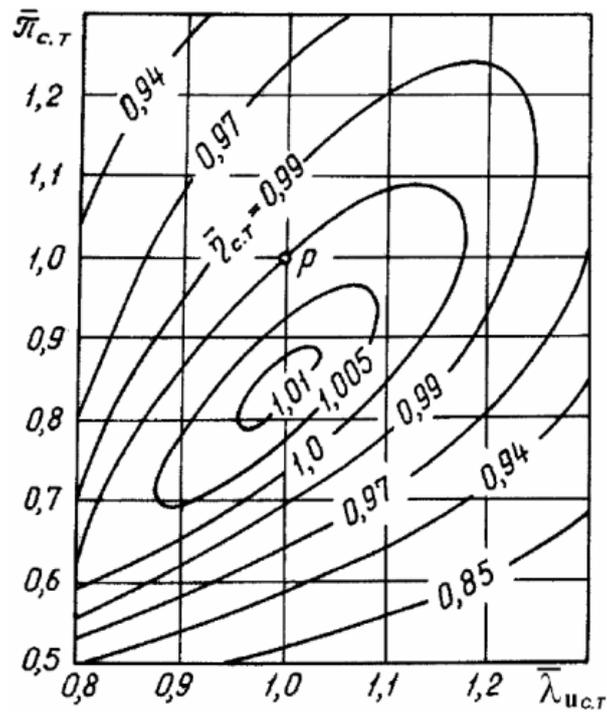


Рис. 3.15. Типовая характеристика свободной турбины

В данной курсовой работе студент должен рассчитать вручную только одну точку на дроссельной характеристике двигателя для одной высоты полёта (рекомендуется для высоты  $H = 0$ ) при относительной частоте вращения на 5...10%, ниже максимальной для данной высоты.

#### **Четвертое обращение к программе расчета на ЭВМ (этап 4)**

Для расчета эксплуатационных характеристик ТВаД следует в диалоговом окне программы на ЭВМ открыть этап «Расчет эксплуатационных характеристик». В появившемся следующем диалоговом окне ввести (или подтвердить) значения всех перечисленных в нем ограничиваемых параметров. Далее в появившемся следующем диалоговом окне ввести полученные ручным расчетом значения высоты, для которой рассчитывалась точка дроссельной характеристики, частоты вращения турбокомпрессора, а также полученные значения  $N_e$ ,  $C_e$  и  $T^*_r$ .

По этим данным ЭВМ произведёт полный (по указанию пользователя) расчет высотной, дроссельных и климатических характеристик данного двигателя и выдаст результаты в виде текстового файла и графиков.

Все эти результаты необходимо сохранить в ранее созданной папке для хранения результатов расчетов.

На распечатке файла с климатической характеристикой двигателя необходимо нанести линии эксплуатационных ограничений с соответствующими надписями (подобно отштрихованным линиям на рис. 3.14).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

### Анализ результатов работы и выводы

Работа завершается анализом её результатов и выводами, в которые рекомендуется включить следующее.

а). *По термодинамическому расчету и определению формы и размеров элементов проточной части двигателя.*

1. Как определялось оптимальное (по  $N_{e\text{уд}}$ ) значение  $\pi_k^*$ ?
2. Как выбирался тип и способ регулирования компрессора?
3. Как определялось потребное для получения заданной мощности значение расхода воздуха и значение удельного расхода топлива двигателя на расчетном режиме?
4. Как вычислялся диаметр входа в компрессор и диаметр наибольшего из всех каскадов турбины? Каким образом выбрано значение окружной скорости лопаток компрессора и потребное число ступеней в компрессоре и турбине?

б). *По формированию программы управления двигателя на максимальном режиме.*

1. Указать диапазоны температур  $t_B^*$ , °С, в которых возникают те или иные ограничения максимальных режимов работы двигателя с учетом ограничения по мощности свободной турбины (на данной высоте).
2. Как и в каком диапазоне температур изменяются значения  $\bar{p}_{\text{ТК}}$  согласно программе управления по  $t_B^*$  и как при этом изменяются  $T_{\text{Г}}^*$  и  $N_e$ ?
3. Дать описание программы управления двигателя по высоте.

в). *По характеристикам двигателя.*

1. Как и почему изменяется удельный расход топлива ТВаД при снижении  $\bar{p}_{\text{ТК}}$ ?
2. Как и почему изменяются  $N_e$  и  $C_e$  при изменении высоты полета?

### Примерное содержание отчета по курсовой работе

Отчет представляется в виде переплетенного комплекта листов формата А4 (включая листы, напечатанные на принтере) и должен содержать следующие материалы.

а). *Титульный лист и задание на курсовую работу.*

б). *Термодинамический расчет двигателя:*

– таблицу типа табл. 3.2 по выбору  $\pi_k^*$  (с результатами расчета), построенный по ней график зависимости  $N_{eуд}$  и  $C_e$  от  $\pi_k^*$  (типа рис. 3.2) и основанный на нём вывод о принимаемом расчетном значении  $\pi_k^*$ ;

– обоснование выбора типа и числа каскадов компрессора;

– расчет параметров воздуха или газа в сечениях тракта двигателя и параметров его элементов (компрессора и турбины) на расчетном режиме, включая расчет потребного (для получения заданной мощности) расхода воздуха через двигатель и соответственно площади входа в компрессор;

– распечатки (на принтере) таблицы результатов термодинамического расчета двигателя на ЭВМ, графиков характеристик компрессора и формы проточной части двигателя.

*в). Расчет характеристик газогенератора:*

– заполненную таблицу типа табл. 3.4 и построенный по полученным результатам график типа рис. 3.7, отражающие определение положения рабочей точки на характеристике компрессора при  $\bar{p}_{пр} = 0,95$ , а также расчет (на отдельном листе) параметров газогенератора для этого значения относительной приведенной частоты вращения;

– распечатки результатов выполнения расчетов по второму этапу на ЭВМ, включая таблицу этих результатов, график характеристики компрессора с нанесенной на него рабочей линией и графики характеристик ГГ.

*г). Расчет линии предельных режимов и программы управления двигателем.*

Распечатки таблицы результатов выполнения данного этапа расчетов на ЭВМ, а также графиков линии предельных режимов и программ управления двигателем по  $t_B^*$  и по высоте, полученных на ЭВМ. При этом на графиках должны быть нанесены от руки обозначения каждой линии и указаны диапазоны и, кроме того, следует выделить и обозначить диапазоны значений  $t_H$  и  $N$ , в которых действуют те или иные ограничения (по типу рис. 3.8 и рис. 3.9).

*д). Расчет характеристик двигателя:*

– расчет (на отдельном листе) одной точки на дроссельной характеристике двигателя в виде заполненной (для максимального режима и этой точки) таблицы типа табл. 3.5;

– распечатки таблиц и графиков дроссельных, высотных и климатических характеристик двигателя. При этом на климатической характеристике должны быть нанесены (от руки) и надписаны соответствующие эксплуатационные ограничения.

*е). Анализ результатов расчета и выводы.*

Здесь должен быть помещен текст, написанный в соответствии с приведенными выше рекомендациями по его содержанию.

**Примечание:** материалы по каждому этапу должны иметь соответствующий заголовок.

### Контрольные вопросы

При защите выполненной работы студент должен уметь ответить на связанные с ней вопросы примерно следующего содержания.

1. Что называется оптимальной степенью повышения давления в компрессоре ТВаД? Почему обычно на расчетном режиме степень повышения давления в компрессоре ТВаД больше оптимальной?
2. Каким образом определяется степень понижения давления в турбине компрессора (в её каскадах) и в свободной турбине на расчетном режиме?
3. Как определяются площади проходных сечений каскадов компрессора и турбины и потребное число ступеней в них?
4. В каком виде Вы использовали в расчетах характеристики входного устройства, камеры сгорания, компрессора (его каскадов), каскадов турбины компрессора, свободной турбины?
5. Что называется характеристикой компрессора и как она выглядит? Что такое рабочая линия на характеристике компрессора? Что такое запас устойчивости компрессора?
6. Что называется газогенератором (турбокомпрессорным модулем) ТВаД? Укажите условия совместной работы элементов газогенератора.
7. Что называется характеристикой газогенератора?
8. Как выглядит уравнение, связывающее  $\pi_k^*$ ,  $q$ ,  $\lambda_v$  и  $\Delta_{ГТ}^*$  в одновальном газогенераторе, вытекающее из баланса расходов воздуха через компрессор и газа через турбину?
9. Как выглядит уравнение рабочей линии на характеристике компрессора, если во вращающейся его турбине  $\pi_T^* = \text{const}$  ?
10. Какова программа управления свободной турбиной ТВаД, чем она обусловлена?
11. Что называется линией предельных режимов работы двигателя? Какие режимные параметры двигателя могут быть ограничены и почему?
12. Какова программа управления Вашего двигателя на максимальном режиме?
13. Какие эксплуатационные характеристики ТВаД Вы знаете и как они выглядят?
14. Как и почему изменяются мощность ТВаД и удельный расход топлива при изменении высоты полёта?
15. Как и почему изменяются мощность ТВаД и удельный расход топлива при его дросселировании?

## Таблица стандартной атмосферы

ПРИМЕЧАНИЕ. Для определения давления в Па необходимо давление, определенное с помощью представленной ниже таблицы в мм рт.ст., умножить на 133,2.

Н, м	t <sub>н</sub> , °С	T <sub>н</sub> , К	p <sub>н</sub> , мм.рт.ст
0	15,0	288,1	760,0
200	13,7	286,9	742,2
400	12,4	285,6	724,7
600	11,1	284,2	707,4
800	9,8	283,0	690,6
1000	8,5	281,6	674,1
1200	7,2	280,4	658,0
1400	5,9	279,0	642,1
1600	4,6	277,7	626,4
1800	3,3	276,4	611,2
2000	2,0	275,1	596,3
2200	0,7	273,8	581,6
2400	-0,6	272,5	567,3
2600	-1,9	271,2	553,2
2800	-3,2	269,9	539,5
3000	-4,5	268,6	526,0
3200	-5,8	267,3	512,7
3400	-7,1	266,0	499,7
3600	-8,4	264,7	487,0
3800	-9,7	263,4	474,6
4000	-11,0	262,1	462,5
4200	-12,3	260,8	450,6
4400	-13,6	259,5	438,9
4600	-14,9	258,2	427,5
4800	-16,2	256,9	416,3
5000	-17,5	255,6	405,4
5200	-18,8	254,3	394,7
5400	-20,1	253,0	384,2
5600	-21,4	251,7	374,0
5800	-22,7	250,4	363,9
6000	-24,0	249,1	354,1
6200	-25,3	247,8	344,5
6400	-26,6	246,5	335,2
6600	-27,9	245,2	326,0
6800	-29,2	243,9	317,0
7000	-30,5	242,6	308,3
7200	-31,8	241,3	299,7
7400	-33,1	240,0	291,3
7600	-34,4	238,7	283,1
7800	-35,7	237,4	275,1

Н, м	t <sub>н</sub> , °С	T <sub>н</sub> , К	p <sub>н</sub> , мм.рт.ст
8000	-37,0	236,1	267,4
8200	-38,3	234,8	259,8
8400	-39,6	233,5	252,3
8600	-40,9	232,2	245,0
8800	-42,2	230,9	237,9
9000	-43,5	229,6	231,0
9200	-44,8	228,3	224,2
9400	-46,1	227,0	217,6
9600	-47,4	225,8	211,2
9800	-48,7	224,5	204,9
10000	-50,0	223,1	198,7
10200	-51,3	221,9	192,7
10400	-52,6	220,6	186,9
10600	-53,9	219,3	181,2
10800	-55,2	218,0	175,6
11000	-56,5	216,7	170,2
11200	-56,5	216,7	164,9
11400	-56,5	216,7	159,8
11600	-56,5	216,7	154,9
11800	-56,5	216,7	150,1
12000	-56,5	216,7	145,4
12200	-56,5	216,7	140,9
12400	-56,5	216,7	136,6
12600	-56,5	216,7	132,4
12800	-56,5	216,7	128,3
13000	-56,5	216,7	124,3
13200	-56,5	216,7	120,5
13400	-56,5	216,7	116,7
13600	-56,5	216,7	113,1
13800	-56,5	216,7	109,6
14000	-56,5	216,7	106,2
14200	-56,5	216,7	103,0
14400	-56,5	216,7	99,77
14600	-56,5	216,7	96,69
14800	-56,5	216,7	93,71

## Литература:

1. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей: в 2 ч. / под ред. Ю.Н. Нечаева. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2012. – Ч. 2.
2. Федоров Р.М. Приближенный расчет характеристик нерегулируемых осевых компрессоров // Авиационная промышленность. – 1995. – № 3-4.
3. Федоров Р.М., Полев А.С., Дрыгин А.С. Расчет параметров и характеристик ТРДД и ТРДДсм. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2002.
4. Лещенко И.А., Федоров Р.М. Расчет параметров и характеристик вертолетных ГТД. – М.: Изд. ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2010.

Редактор Е.В. Гаранина

---

Подписано в печать 26.12.12 г.

Печать офсетная  
5,35 усл.печ.л.

Формат 60x84/16  
Заказ № 1547/

4,76 уч.-изд. л.  
Тираж 180 экз.

---

*Московский государственный технический университет ГА*

125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

*Редакционно-издательский отдел*

125493 Москва, ул. Пулковская, д.6а