

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра двигателей летательных аппаратов

В.Н. Котовский

МЕТОДИКИ РАСЧЕТА
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ
ХАРАКТЕРИСТИК
АВИАЦИОННЫХ ГТД

Учебное пособие

*Утверждено редакционно-
издательским советом МГТУ ГА
в качестве учебного пособия*

Москва
ИД Академии Жуковского
2023

УДК 621.452.3
ББК 0551.4-016
К73

Печатается по решению редакционно-издательского совета
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

Бутов А.М. (МГТУ ГА) – канд. техн. наук;
Луковников А.В. (ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова») – д-р техн. наук

Котовский В.Н.

К73 Методики расчета эксплуатационных характеристик авиационных ГТД
[Текст] : учебное пособие / В.Н. Котовский. – М. : ИД Академии Жуковского,
2023. – 236 с.

ISBN 978-5-907699-58-8

В учебном пособии изложены методики расчета эксплуатационных характеристик пяти типов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), применяемых в авиации: одноконтурных одновальных и двухвальных, двухконтурных со смешением и без смешения потоков и вертолётных ГТД. Представлены конкретные алгоритмы термодинамического расчёта двигателей, программ их регулирования с учётом эксплуатационных ограничений и расчёта высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателей.

Особенностью пособия является то, что расчёты эксплуатационных характеристик различных типов ГТД построены на едином подходе, а именно, с использованием характеристик газогенераторов и турбокомпрессорных модулей двигателей, что унифицирует и значительно упрощает расчёт этих характеристик. Все алгоритмы расчётов представлены в виде, пригодном для их непосредственного программирования на ЭВМ.

Учебное пособие предназначено для магистрантов, аспирантов, а также студентов старших курсов авиационных вузов.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 26.04.2023 г. и методического совета 28.04.2023 г.

УДК 621.452.3
ББК 0551.4-016
Св. тем. план 2023 г.
поз. 16

КОТОВСКИЙ Владимир Николаевич
МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
АВИАЦИОННЫХ ГТД

Учебное пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 23.10.2023 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 14,75 Усл. печ. л. 13,72

Заказ № 969/0621-УПО2 Тираж 30 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского

125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А

Тел.: (495) 973-45-68 E-mail: zakaz@itsbook.ru

ISBN 978-5-907699-58-8

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2023

Введение

В данном пособии приведены методики расчёта параметров и эксплуатационных характеристик пяти типов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД): одновальных и двухвальных ТРДФ, двухконтурных ТРДД со смешением и ТРДД без смешения потоков, а также вертолётных ГТД.

Пособие отличается тем, что все методики в нём построены на едином подходе, а именно, с использованием характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ГТД, что значительно упрощает расчёт их параметров и характеристик.

Приведенные методики представлены в виде конкретных алгоритмов, пригодных для реализации на ЭВМ.

Особенностью пособия является то, что её материал представлен в виде пяти самостоятельных разделов, в каждом из которых изложена методика, позволяющая произвести расчёт параметров и характеристик конкретного типа ГТД. По мнению автора, это значительно упрощает использование содержания этих разделов, так как все необходимые сведения, зависимости и особенности, касающиеся конкретного типа двигателя, представлены в одном разделе без перекрёстных ссылок на другие разделы. Это исключает ошибки при поиске необходимых сведений в том случае, если они помещены в различных разделах книги.

В шестом разделе пособия изложен порядок определения основных размеров элементов проточной части авиационного ГТД и числа ступеней в его лопаточных машинах.

Пособие предназначено для студентов-магистрантов, аспирантов, а также студентов старших курсов авиационных вузов.

Раздел 1. Расчет параметров и эксплуатационных характеристик одновальных ТРДФ

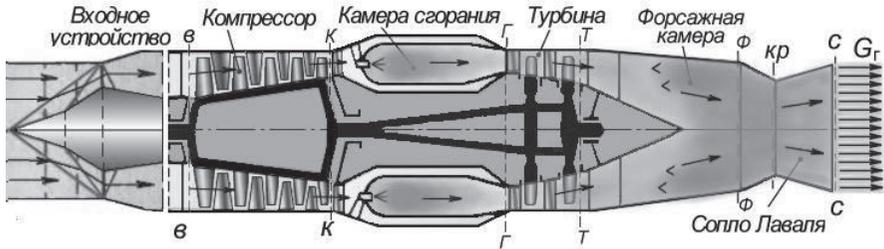


Рис. 1.1. Принципиальная схема однонального ТРД с форсажной камерой сгорания

В данном разделе изложена методика термодинамического расчёта, расчёта основных размеров проточной части и характеристик однональных ТРД и ТРДФ с форсажной камерой.

Методика включает в себя несколько этапов:

- термодинамический расчёт двигателя на расчётном режиме;
- определение характеристики компрессора;
- построение рабочей линии на характеристике компрессора;
- определение характеристик газогенератора;
- расчёт линии предельных режимов двигателя и формирование его программы регулирования;
- расчёт эксплуатационных характеристик ТРД и ТРДФ.

Глава 1. Алгоритм термодинамического расчёта одновального ТРДФ

1.1. Исходные данные

Исходными данными для выполнения термодинамического расчёта однонального ТРДФ на максимальном режиме его работы в расчётных условиях полёта являются:

- значения высоты H и скорости V (или числа Маха M) полёта самолёта;
- значения параметров стандартной атмосфера на высоте H , т.е. давления p_H , температуры T_H и скорости звука a_H ;
- значение коэффициента сохранения полного давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх}$.

Зависимость $\sigma_{вх}$ от числа Маха полёта самолёта для дозвукового воздухозаборника представлена в таблице 1.1. и на рис. 1.2, а для сверхзвукового воздухозаборника – в таблице 1.2 и также на рис. 1.2 [1].

В этих же таблицах представлены полиномы, которые с достаточно большой точностью аппроксимируют табличные и графические зависимости $\sigma_{вх} = f(M_H)$.

Таблица 1.1. Характеристика дозвукового воздухозаборника

Дозвуковой воздухозаборник	M	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4
	$\sigma_{вх}$		0,96	0,973	0,978	0,98	0,978	0,974	0,96

$$\sigma_{вх} = 0,0681 \cdot M^5 - 0,2715 \cdot M^4 + 0,3727 \cdot M^3 - 0,2614 \cdot M^2 + 0,1054 \cdot M + 0,96$$

Таблица 1.2. Характеристика сверхзвукового воздухозаборника

Сверхзвуковой воздухозаборник	M	0	0,4	0,8	1,2	1,6	2	2,4	2,8
	$\sigma_{вх}$		0,92	0,955	0,963	0,964	0,955	0,919	0,85

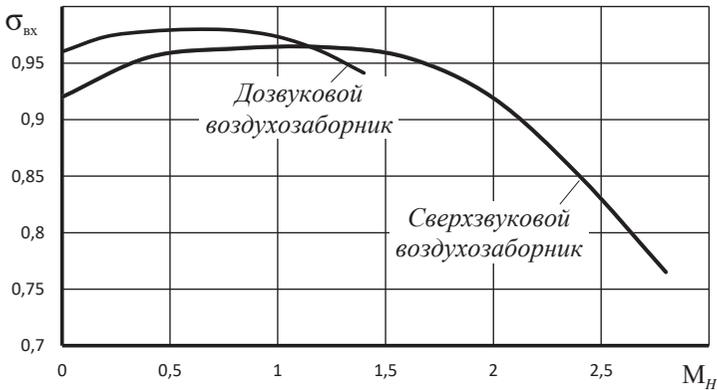
$$\sigma_{вх} = 0,01399114 \cdot M^5 - 0,09960255 \cdot M^4 + 0,23922594 \cdot M^3 - 0,27498361M^2 + 0,16557314 \cdot M + 0,91998019$$


Рис. 1.2. Типовая зависимость $\sigma_{вх}$ воздухозаборников от числа Маха

- тяга двигателя P или расход G_v воздуха через него;
- полная температура газов перед турбиной $T_{г}^*$, К;
- полная температура газов в форсжной камере сгорания $T_{ф}^*$, К;
- степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к}^*$;
- КПД компрессора $\eta_{к}^*$ (0,80 ... 0,86);
- относительная плотность тока $q(\lambda_v)$ на входе в компрессор (0,8 ... 0,85) или приведенный расход воздуха через компрессор $G_{в,пр}$;
- КПД охлаждаемой турбины $\eta_{тк}^*$ (0,88 ... 0,9);
- коэффициент потерь полного давления в основной камере сгорания

- $\sigma_{\text{кс}} (0,94 \dots 0,96)$;
- коэффициент полноты сгорания топлива в основной камере сгорания $\eta_{\Gamma} (0,98 \dots 0,99)$;
- суммарный коэффициент полноты сгорания топлива в основной и форсажной камере сгорания $\eta_{\Sigma} (0,94 \dots 0,97)$;
- коэффициент сохранения полного давления в форсажной камере сгорания $\sigma_{\text{фк}} = p_{\text{ф}}^*/p_{\Gamma}^*$. На безфорсажном режиме $\sigma_{\text{фк}} = 0,95 \dots 0,98$, а на режиме форсажа – $\sigma_{\text{фк.ф}} = 0,92 \dots 0,94$;
- коэффициент сохранения полного давления в канале сопла: на безфорсажных режимах – $\sigma_{\text{рс}} = \frac{p_c^*}{p_{\text{ф}}^*} = 0,985 \dots 0,99$, а на форсажных режимах – $\sigma_{\text{рс.ф}} = 0,975 \dots 0,98$;
- коэффициент скорости сопла $\varphi_c (0,98 \dots 0,99)$;
- механический КПД для обоих роторов $\eta_{\text{м}} (0,98 \dots 0,99)$;
- значение коэффициента расхода воздуха на охлаждение турбины $g_{\text{охл}} (0,03 \dots 0,05)$;
- значение коэффициента отбора воздуха на самолётные нужды $g_{\text{отб}} (0,02 \dots 0,03)$;
- значение теплотворной способности топлива $H_u (43000 \text{ кДж/кг})$.

1.2. Определение физических параметров рабочего тела

В приближённых расчётах значение показателя адиабаты k для воздуха считается постоянным [5] и равным 1,4, газовой постоянной $R - 287,05 \text{ Дж/кг/К}$, а значение коэффициента

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

в уравнении расхода – 0,0404.

Для газа, т.е. для смеси воздуха и продуктов сгорания топлива:

- при $k_{\Gamma}=1,33$ и $R_{\Gamma}=287,4 \text{ Дж/кг/К}$ $m = 0,0397$;
- при $k_{\Gamma}=1,3$ и $R_{\Gamma}=287,6 \text{ Дж/кг/К}$ $m = 0,0393$;
- а при $k_{\Gamma}=1,25$ и $R_{\Gamma}=288,5 \text{ Дж/кг/К}$ $m = 0,0387$.

При более точных расчётах используются аппроксимационные формулы. Например, для воздуха

$$k = (1 + 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot T^*) / (0,672 + 1,2 \cdot 10^{-3} \cdot T^*),$$

где T^* – полная температура воздуха в рассматриваемом сечении двигателя.

$$\text{Для газа} \quad k_{\Gamma} = \frac{1 + 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot T^*}{0,672 + 1,2 \cdot 10^{-3} \cdot T^*} \cdot 0,7 g_{\Gamma} + 1,1 g_{\Gamma}^2,$$

где относительный расход топлива в основной камере сгорания

$$g_{\Gamma} = \frac{c_{\text{п}}(T_{\Gamma}^* - T_{\text{к}}^*)}{\eta_{\Gamma} H_u}.$$

Здесь условная теплоёмкость процесса подвода теплоты в камере сгорания [3]

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

Значение газовой постоянной для газа можно вычислить по следующей формуле [5]

$$R_{г} = 287,05 + 24,5 \cdot g_{т}.$$

После определения значения k и R для воздуха и $k_{г}$ и $R_{г}$ для газа рассчитываются их удельные теплоёмкости при постоянном давлении:

$$\text{для воздуха } c_{p} = \frac{k}{k-1} R, \text{ а для газа } c_{pг} = \frac{k_{г}}{k_{г}-1} R_{г}.$$

1.3. Алгоритм термодинамического расчёта одновального ТРДФ

Термодинамический расчет двигателя выполняется для заданных расчётных условий, соответствующих заданной расчётной высоте H и скорости V или числа Маха M полёта самолёта. Он представляет собой последовательное определение параметров потока во всех характерных сечениях газоздушного тракта двигателя и последующее определение его удельных параметров: удельной тяги $P_{уд}$ и удельного расхода топлива $C_{уд}$ [9].

При выполнении термодинамического расчета двигателя определяются следующие параметры.

Полное давление воздуха на входе в компрессор

$$p_{в}^{*} = \sigma_{вх} p_{н} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где $\sigma_{вх}$ – коэффициент сохранения полного давления во входном устройстве, а показатель адиабаты $k = 1,4$.

Полная температура воздуха на входе в компрессор

$$T_{в}^{*} = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right).$$

Полное давление воздуха на выходе из компрессора

$$p_{к}^{*} = p_{в}^{*} \pi_{к}^{*}.$$

Степень повышения температуры воздуха в компрессоре

$$\tau_{к}^{*} = 1 + \frac{e_{к}^{*}-1}{\eta_{к}^{*}}, \text{ где } e_{к}^{*} = \pi_{к}^{* \frac{k-1}{k}}, \text{ а } \eta_{к}^{*} - \text{ КПД компрессора.}$$

Работа, затрачиваемая на вращение ротора компрессора

$$L_{к} = c_{p} T_{в}^{*} \frac{e_{к}^{*}-1}{\eta_{к}^{*}}.$$

Полная температура воздуха на выходе из компрессора

$$T_{к}^{*} = T_{в}^{*} \tau_{к}^{*}.$$

Условная теплоёмкость процесса подвода теплоты в камере сгорания по эмпирической зависимости [3]

$$c_{п}=[0,883+0,000209 \cdot(T_{г}^{*}+0,48 T_{к}^{*})], \text{ кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К}).$$

Относительный расход топлива в камере сгорания

$$g_{т} = \frac{c_{п}(T_{г}^{*}-T_{к}^{*})}{\eta_{т} H_{u}}.$$

Полное давление газа на выходе из камеры сгорания

$$p_{\Gamma}^* = \sigma_{\text{кк}} p_{\text{к}}^*$$

где $\sigma_{\text{кк}}$ – коэффициент сохранения полного давления в камере сгорания.

Расход газа через турбину

$$G_{\Gamma} = G_{\text{в}} - G_{\text{отб}} - G_{\text{охл}} + G_{\text{т}} = G_{\text{кк}} + G_{\text{т}},$$

где $G_{\text{кк}} = G_{\text{в}} - G_{\text{отб}} - G_{\text{охл}} = G_{\text{в}}(1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})$ – расход воздуха через камеру сгорания. Так как

$$g_{\text{т}} = \frac{G_{\text{т}}}{G_{\text{кк}}}, \quad \text{то} \quad G_{\text{т}} = g_{\text{т}} G_{\text{кк}}$$

и тогда

$$G_{\Gamma} = G_{\text{в}}(1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})(1 + g_{\text{т}}),$$

где $g_{\text{т}}$ – отношение секундного расхода топлива в камере сгорания к расходу воздуха через неё.

Из условия баланса мощностей компрессора и турбины ($N_{\text{к}} = N_{\text{т}} \eta_{\text{м}}$) следует, что работа турбины

$$L_{\text{т}} = \frac{L_{\text{к}}}{(1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})(1 + g_{\text{т}})\eta_{\text{м}}}.$$

В то же время $L_{\text{т}} = c_{\text{пг}} T_{\Gamma}^* (1 - 1/e_{\text{т}}^*) \eta_{\text{т}}^*$, где $e_{\text{т}}^* = \pi_{\text{т}}^{* \frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}$.

Тогда $e_{\text{т}}^* = 1 / \left(1 - \frac{L_{\text{т}}}{c_{\text{пг}} \eta_{\text{т}}^* T_{\Gamma}^*} \right)$,

а степень понижения давления газа в турбине

$$\pi_{\text{т}}^* = e_{\text{т}}^{* \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}}.$$

Полное давление за турбиной

$$p_{\Gamma}^* = p_{\Gamma}^* / \pi_{\text{т}}^*.$$

Скорость истечения газа из сопла на безфорсажном режиме при полном расширении газа в сопле определяется по формуле

$$c_{\text{с}} = \varphi_{\text{с}} \sqrt{2c_{\text{пг}} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{e_{\text{с}}} \right)},$$

где $e_{\text{с}} = (p_{\Gamma}^* \sigma_{\text{фк}} \sigma_{\text{рс}} / p)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}}$, $\sigma_{\text{фк}}$ – коэффициент потерь полного давления при выключенной форсажной камере, а $\sigma_{\text{рс}}$ – коэффициент потерь полного давления в реактивном сопле.

Полная температура газов за турбиной без учёта её понижения за счёт охлаждающего её воздуха, определяется из уравнения сохранения энергии для турбины в виде

$$T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\text{т}}}{c_{\text{пг}}},$$

где значение работы турбины $L_{\text{т}}$ вычислено выше.

В данной методике предполагается, что отбор охлаждающего воздуха производится за компрессором с полной температурой $T_{\text{к}}^*$, а его возвращение в проточную часть двигателя происходит за турбиной. Хотя могут рассматриваться и другие по длине компрессора сечения отбора охлаждающего воздуха.

Тогда полная температура газов за турбиной T_{Γ}^* с учётом её понижения за счёт подмешивания охлаждающего воздуха определяется следующим образом.

Вычисляется полная энтальпия смеси газа и охлаждающего воздуха за турбиной, как сумма полной энтальпии газа и охлаждающего воздуха

$$I_{см}^* = I_{г}^* + I_{в}^* \quad \text{или} \quad G_{см} c_{pсм} T_{г}^* = G_{г} c_{pг} T_{г}^{*'} + G_{охл} c_{p} T_{к}^{*}.$$

Тогда

$$T_{г}^* = \frac{G_{г} c_{pг} T_{г}^{*'} + G_{охл} c_{p} T_{к}^{*}}{G_{см} c_{pсм}}$$

Разделим числитель и знаменатель этого равенства на расход воздуха через двигатель $G_{в}$ и перейдём к относительным долям:

$$\text{– расхода газа через турбину} \quad g_{г} = \frac{G_{г}}{G_{в}} = (1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_{г}),$$

где $G_{г} = G_{в}(1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_{г})$;

$$\text{– расхода охлаждающего воздуха} \quad g_{охл} = \frac{G_{охл}}{G_{в}},$$

– расхода смеси газа и охлаждающего турбину воздуха

$$g_{см} = \frac{G_{см}}{G_{в}} = g_{г} + g_{охл}, \quad \text{где} \quad G_{см} = G_{г} + G_{охл}.$$

Тогда получим, что

$$T_{г}^* = \frac{g_{г} c_{pг} T_{г}^{*'} + g_{охл} c_{p} T_{к}^{*}}{g_{см} c_{pсм}}.$$

Теплоёмкость смеси газа и охлаждающего воздуха за турбиной вычислим по их относительным долям и теплоёмкостям соответственно:

$$c_{pсм} = (g_{г} \cdot c_{pг} + g_{охл} \cdot c_{p}) / g_{см}.$$

Здесь c_{p} и $c_{pг}$ – теплоёмкости воздуха и газа соответственно.

Удельная тяга двигателя

$$P_{уд} = [(1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_{г}) + g_{охл}] c - V.$$

Удельный расход топлива двигателя

$$C_{уд} = \frac{3600 g_{г} (1 - g_{отб} - g_{охл})}{P_{уд}}.$$

Если в качестве исходных данных задана тяга двигателя, то расход воздуха через двигатель

$$G_{в} = \frac{P}{P_{уд}},$$

а если задан расход воздуха, то тяга двигателя

$$P = G_{в} P_{уд}.$$

Параметры двигателя на форсажном режиме

При включении форсажа во избежание нарушения устойчивой работы компрессора режим работы газогенератора должен оставаться неизменным. Для обеспечения этого условия при включении форсажа полное давление за турбиной должно оставаться таким же, как и на максимальном режиме работы двигателя, т.е. $p_{тф}^* = p_{г}^*$. Это условие обеспечивается путём раскрытия створок критического сечения сопла при включении форсажа.

Скорость истечения газа из сопла на форсаже определяется по следующей формуле

$$c_{сф} = \varphi_{сф} \sqrt{2c_{рг.ф} T_{\phi}^* \left(1 - \frac{1}{e_{сф}}\right)}.$$

Здесь T_{ϕ}^* – полная температура газа на выходе из форсажной камеры, $\varphi_{сф}$ – коэффициент скорости сопла, который несколько ниже, чем на безфорсажном режиме, $e_{сф} = \left(\sigma_{фк.ф} \sigma_{рс.ф} p_T^* / p\right)^{\frac{k_T-1}{k_T}}$, а $c_{рг} = \frac{k_T}{k_T-1} R_T$. Причём, из-за высокой температуры газов в форсажной камере значения показателя адиабаты и газовой постоянной должны соответствовать следующим значениям: $k_T=1,25$ и $R_T = 288,5$ Дж/кг/К. Диапазоны значений коэффициентов сохранения полного давления в форсажной камере $\sigma_{фк.ф}$ и реактивном сопле $\sigma_{рс.ф}$ при включённом форсаже указаны в исходных данных.

Удельная тяга двигателя форсаже

$$P_{уд.ф} = \frac{P_{\phi}}{G_{в.ф}} = \frac{G_{кр} c_{сф} - G_{в.ф} V}{G_{в.ф}}.$$

Так как при включении форсажа режим работы турбокомпрессора не меняется, то не меняется и расход воздуха через двигатель, т.е. $G_{в.ф} = G_B$, а

$$P_{уд.ф} = \frac{G_{кр} c_{сф} - G_{в.ф} V}{G_B}.$$

Расход газа через критическое сечение сопла

$$G_{кр} = G_B - G_{отб} + G_T + G_{тф} = G_B - G_{отб} + G_{т\Sigma},$$

где $G_{т\Sigma} = G_T + G_{тф}$ – суммарный расход топлива в основной и форсажной камере сгорания.

Относительный суммарный расход топлива в двигателе на форсаже

$$g_{т\Sigma} = \frac{c_{н\Sigma}(T_{\phi}^* - T_B^*)}{\eta_{т\Sigma} H_u} = \frac{G_{т\Sigma}}{G_B - G_{отб}},$$

где $c_{н\Sigma} = [0,883 + 0,000209 \cdot (T_{\phi}^* + 0,48 T_B^*)]$, кДж/(кг·К) – условная теплоёмкость общего процесса подвода теплоты в двигателе [5], а $\eta_{т\Sigma}$ общий коэффициент полноты сгорания топлива в двигателе.

Используя выражение для $g_{т\Sigma}$, получим, что

$$G_{кр} = G_B (1 - g_{отб}) (1 + g_{т\Sigma}),$$

тогда удельная тяга двигателя на форсаже

$$P_{уд.ф} = (1 - g_{отб}) (1 + g_{т\Sigma}) c_{сф} - V,$$

а удельный расход топлива

$$C_{уд.ф} = \frac{3600 g_{т\Sigma} (1 - g_{отб})}{P_{уд.ф}}.$$

Далее следует вычислить *параметры двигателя на расчётном режиме* его работы, которые потребуются в дальнейших расчётах.

Приведенный расход воздуха

$$G_{в.пр.р} = G_B \frac{101300}{p_B^*} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}.$$

Приведенный часовой расход топлива

$$G_{\text{тч.пр.р}} = G_{\text{тч}} \frac{101300}{p_b^*} \sqrt{\frac{288}{T_b^*}},$$

где $G_{\text{тч}} = C_{\text{уд}} P = C_{\text{уд}} G_{\text{в}} P_{\text{уд}}$ – часовой расход топлива на расчётном режиме работы двигателя.

Аналогично, на режиме форсажа

$$G_{\text{тч.пр.ф}} = G_{\text{тч.ф}} \frac{101300}{p_b^*} \sqrt{\frac{288}{T_b^*}},$$

где $G_{\text{тч.ф}} = C_{\text{уд.ф}} P_{\text{ф}} = C_{\text{уд.ф}} G_{\text{в}} P_{\text{уд.ф}}$ – часовой расход топлива на расчётном режиме работы двигателя на форсаже.

Параметры газогенератора

$$\pi_{\text{гт.р}}^* = p_{\text{г}}^*/p_{\text{в}}^*, \quad \Delta_{\text{гт.р}}^* = T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*, \quad \tau_{\text{гт.р}}^* = T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*.$$

Глава 2. Расчёт характеристики компрессора и построение рабочей линии на ней

2.1. Расчёт характеристики компрессора

В данной методике расчёта параметров и эксплуатационных характеристик ТРД может использоваться характеристика компрессора, полученная экспериментальным путём или путём расчёта. В качестве примера здесь приведены результаты расчёта характеристики компрессора с помощью программы РХК, разработанной профессором Фёдоровым Р.М. [2, 6] и модернизированной Лещенко И.А.

В качестве примера расчёт характеристики компрессора выполнен при следующих значениях его параметров на расчётном режиме:

- степень повышения давления $\pi = 8,9$;
- приведенный расход воздуха $G_{\text{в.пр}} = 64,5$ кг/с;
- адиабатический КПД компрессора $\eta_{\text{к}}^* = 0,85$;
- запас устойчивой работы компрессора $\Delta_{\text{кв}} = 15\%$;
- приведенная скорость $u_{\text{к.пр}} = 400$ м/с;
- коэффициент нагрузки $\mu_{\text{к}} = 0,3$.

Фрагмент этой характеристики в численном виде при значении приведенных оборотов $\bar{n}_{\text{пр}}=1,0$ и $0,9$ представлен в таблице 2.1, а в графическом виде вся характеристика – на рис. 2.1 и рис. 2.2.

Таблица 2.1. Фрагмент характеристики компрессора в численном виде

$\bar{n}_{\text{пр}}=1,0$			$\bar{n}_{\text{пр}}=0,9$		
$G_{\text{в.пр}}$	$\pi_{\text{к}}^*$	$\eta_{\text{к}}^*$	$G_{\text{в.пр}}$	$\pi_{\text{к}}^*$	$\eta_{\text{к}}^*$
64,50385	5,996509	0,807311	54,80809	4,878983	0,84739
64,50385	6,467373	0,817901	54,80809	5,286967	0,858193
64,50385	6,938238	0,826732	54,80809	5,69495	0,866618

64,50385	7,409102	0,834111	54,80809	6,102933	0,873042
64,50385	7,879967	0,84026	54,80809	6,510916	0,877538
64,50385	8,350832	0,845331	54,70406	6,905766	0,878216
64,50385	8,821696	0,849398	54,39087	7,271107	0,875463
64,50385	9,292561	0,852394	53,94225	7,612671	0,871016
64,50384	9,763425	0,853156	53,39942	7,933561	0,865636
64,50385	10,23429	0,851757	52,76396	8,231917	0,859289

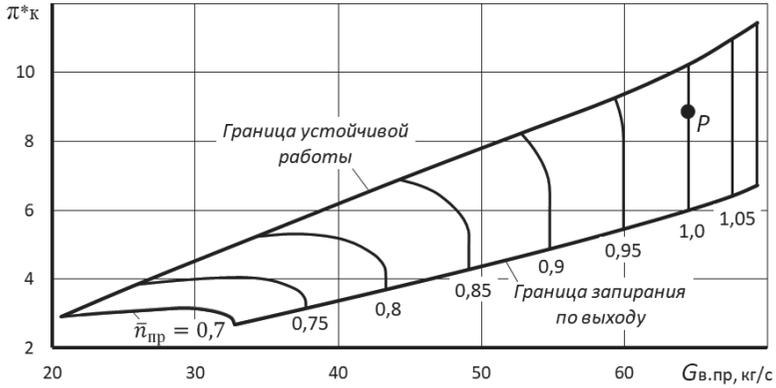


Рис. 2.1. Характеристика компрессора: $\pi^*_{\kappa} = f(\bar{n}_{пр}, G_{в.пр})$

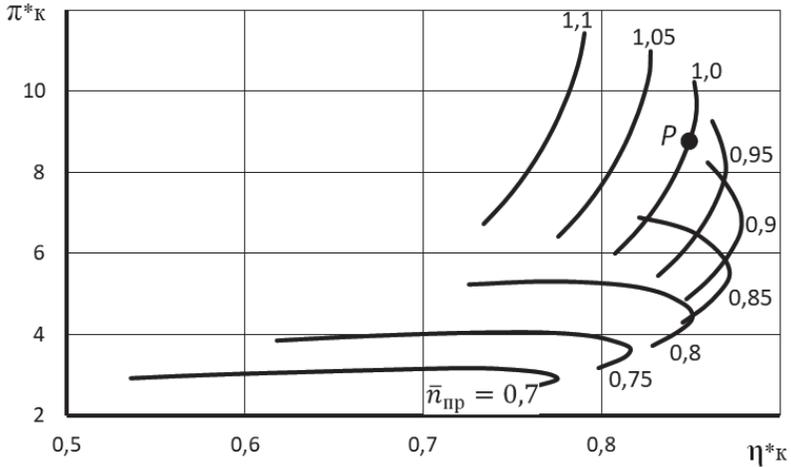


Рис. 2.2. Характеристика компрессора: $\pi^*_{\kappa} = f(\bar{n}_{пр}, \eta^*_{\kappa})$

2.2. Построение рабочей линии на характеристике компрессора

Уравнение рабочей линии на характеристике компрессора, т.е. уравнение совместных режимов работы компрессора, камеры сгорания и турбины, при условии, что она заперта критическим сечением сопла (тогда $\pi_t^* = \text{const}$), имеет вид

$$\frac{\pi_k^*}{G_{в.пр}} = C \sqrt{\frac{e_k^* - 1}{\eta_k^*}}.$$

В него входят только параметры, характеризующие режим работы компрессора и имеющиеся на его характеристике.

Используя это уравнение и заданную характеристику компрессора, можно найти на ней положение рабочих точек на напорных ветках при различных значениях $\bar{n}_{пр}$ и, таким образом, определить положение рабочей линии на его характеристике.

Порядок определения положения рабочей точки на выбранной напорной ветке компрессора следующий.

- из вычисленной характеристики компрессора и представленной в численном виде (см. таблицу типа 3.1) при заданном значении $\bar{n}_{пр}$ необходимо выбрать массив значений параметров $G_{в.пр}$, π_k^* и η_k^* вдоль напорной ветки;
- вычислить константу

$$C = \frac{\pi_k^*}{G_{в.пр}} \sqrt{\frac{e_k^* - 1}{\eta_k^*}}$$

в каждой точке этой напорной ветки. Таким образом, становится известной зависимость параметров компрессора ($G_{в.пр}$, π_k^* и η_k^*) от константы C в каждой точке этой напорной ветки, как это графически представлено на рис. 2.3 и 2.4.

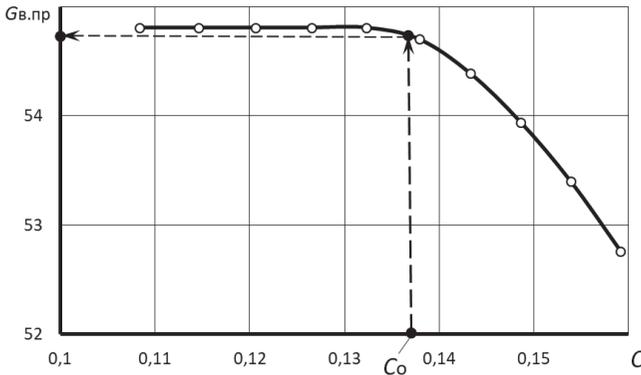


Рис. 2.3. Порядок графического определения значений $G_{в.пр}$ в рабочей точке на напорной ветке компрессора

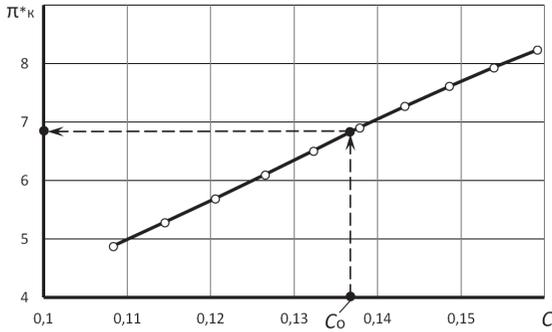


Рис. 2.4. Порядок графического определения значения π_k^* в рабочей точке на напорной ветке компрессора

– далее по этой зависимости путём интерполяции (используя массив значений параметров $G_{в.пр}$, π_k^* и η_k^* вдоль выбранной напорной ветки) или графически (как это показано на рис. 2.3 и рис. 2.4) следует определить параметры компрессора $G_{в.пр}$, π_k^* и η_k^* в рабочей точке на выбранной напорной ветке при условии, что в этой точке значение $C = C_0$.

Константа

$$C_0 = \frac{\pi_{к,р}^*}{G_{в.пр,р}} / \sqrt{\frac{e_{к,р}^* - 1}{\eta_{к,р}^*}}$$

вычисляется на расчётном режиме работы компрессора по его параметрам на этом режиме, т.е. в точке «Р» (рис. 2.1).

Далее необходимо повторить аналогичный расчёт при других значениях $\bar{n}_{пр}$ и по полученным результатам построить рабочую линию на характеристике компрессора (рис. 2.5).

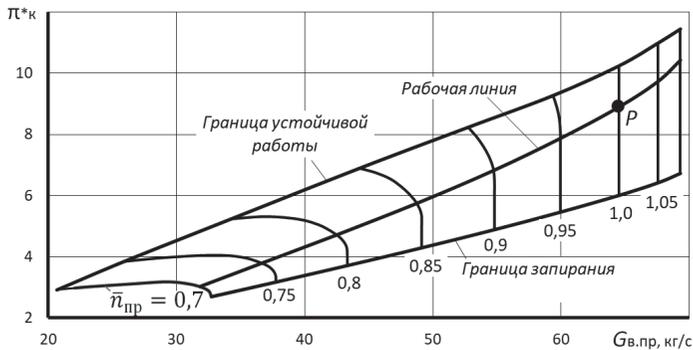


Рис. 2.5. Характеристика компрессора с рабочей линией

Характер изменения относительных параметров компрессора вдоль рабочей линии в зависимости от приведенных оборотов представлен на рис. 2.6. На этом рисунке относительные параметры определены как отношение значения параметра при заданном значении $\bar{n}_{пр}$ к значению этого параметра на расчётном режиме, т.е.

$$\bar{G}_{в.пр} = G_{в.пр}/G_{в.пр,p}, \quad \bar{\pi}_k^* = \pi_k^*/\pi_{k,p}^*, \quad \bar{\eta}_k^* = \eta_k^*/\eta_{k,p}^* .$$

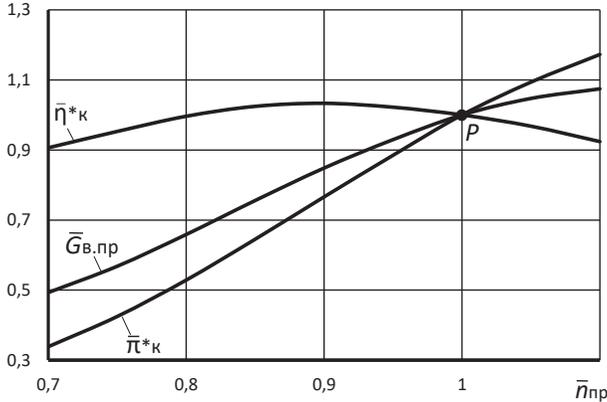


Рис. 2.6. Изменение относительных параметров компрессора вдоль рабочей линии

Глава 3. Определение параметров и характеристик газогенератора

3.1. Определение параметров газогенератора

После определения положения рабочей линии на характеристике компрессора расчет характеристик газогенератора сводится к следующему.

При принятом допущении о постоянстве π_T^* и постоянном значении $\sigma_{кс}$ степень повышения давления в газогенераторе

$$\pi_{гг}^* = \frac{p_T^*}{p_B^*} = \frac{\pi_k^* \sigma_{кс}}{\pi_T^*}$$

оказывается пропорциональной π_k^* , т.е.

$$\pi_{гг}^* = \text{const} \cdot \pi_k^*$$

Записав это выражение для произвольного и расчётного значения $\bar{n}_{пр}$, т.е.

$$\pi_{гг}^* = \text{const} \cdot \pi_k^* \quad \text{и} \quad \pi_{гг,p}^* = \text{const} \cdot \pi_{k,p}^*,$$

и разделив их друг на друга, получим, что для произвольного значения $\bar{n}_{пр}$

$$\pi_{гг}^* = \pi_{гг,p}^* \frac{\pi_k^*}{\pi_{k,p}^*},$$

где индекс "p" относится к расчётному режиму.

Из уравнения баланса расходов через компрессор, камеру сгорания и турбину компрессора, записанного в виде

$$\frac{\pi_k^*}{G_{в.пр}} = A \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_B^*}},$$

следует, что степень подогрева рабочего тела в газогенераторе $\Delta_{\Gamma}^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_B^*}$ изменяется при изменении $\bar{n}_{пр}$ пропорционально $\left(\frac{\pi_k^*}{G_{в.пр}}\right)^2$. Следовательно, при произвольном значении $\bar{n}_{пр}$

$$\Delta_{\Gamma}^* = \Delta_{\Gamma.р}^* \left(\frac{\pi_k^*}{\pi_{к.р}^*}\right)^2 \left(\frac{G_{в.пр.р}}{G_{в.пр}}\right)^2.$$

При постоянном значении $\pi_{\Gamma}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\Gamma}^*}$ отношение полных давлений перед и за турбиной компрессора также постоянно. Следовательно, сохраняется постоянным и отношение температур $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}^*}$, т.е. $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}^*} = \frac{T_{\Gamma.р}^*}{T_{\Gamma.р}^*}$, откуда следует, что

$$T_{\Gamma}^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma.р}^*} T_{\Gamma.р}^* \quad \text{или} \quad \tau_{\Gamma}^* = \tau_{\Gamma.р}^* \frac{\Delta_{\Gamma}^*}{\Delta_{\Gamma.р}^*}.$$

3.2. Определение приведенного расхода воздуха и топлива в двигателе

а) Определение приведенного расхода воздуха

Зависимость приведенного расхода воздуха $G_{в.пр}$ от приведенных оборотов $\bar{n}_{пр}$ известна из результатов расчёта характеристики компрессора.

б) Определение приведенного часового расхода топлива в основной камере сгорания

Из уравнения сохранения энергии для двигателя, записанного между сечениями "в-в" на входе в компрессор и "с-с" на выходе из сопла, пренебрегая затратами энергии на сжатие воздуха, отбираемого на самолетные нужды, получим, что

$$g_{\Gamma} = \frac{G_{\Gamma}}{G_{в} - G_{отб}} = \frac{c_{п}(T_{с}^* - T_{в}^*)}{u \eta_{\Gamma}},$$

откуда следует, что

$$G_{\Gamma} = \frac{c_{п}(T_{с}^* - T_{в}^*)}{u \eta_{\Gamma}} G_{в} (1 - g_{отб}).$$

Здесь:

- $c_{п} = (0,883 + 0,000209 \cdot (T_{\Gamma}^* + 0,48 T_{к}^*))$, кДж/(кг·К) – условная теплоёмкость процесса подвода теплоты в основной камере сгорания [3];
- $T_{с}^*$ – полная температура на выходе из сопла, равная полной температуре за турбиной T_{Γ}^* ;
- H_{u} – теплотворная способность топлива;

- η_r – коэффициент полноты сгорания топлива в основной камере сгорания;
- G_B – расход воздуха через двигатель;
- $G_{отб}$ – отбор воздуха на самолётные нужды;
- $g_{отб} = G_{отб}/G_B$ – коэффициент относительного отбора воздуха.

Тогда часовой расход топлива

$$G_{Тч} = 3600 \cdot G_T = 3600 \frac{c_{п}(T_c^* - T_B^*)}{u \eta_r} G_B (1 - g_{отб}). \quad (3.1)$$

Учитывая, что

$$T_c^* = T_T^* = T_B^* \tau_{ТТ}^*, \quad G_{в.пр} = G_B \frac{101300}{p_B^*} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}} \quad \text{и что} \quad G_{Тч.пр} = G_{Тч} \frac{101300}{p_B^*} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}},$$

после несложных преобразований получим, что

$$G_{Тч.пр} = 3600 \frac{c_{п}}{u \eta_r} (1 - g_{отб}) G_{в.пр} (\tau_{ТТ}^* - 1).$$

Пренебрегая изменением произведения $\frac{c_{п}}{\eta_r} (1 - g_{отб})$ при изменении режима работы двигателя, будем иметь

$$G_{Тч.пр} = \text{const} \cdot G_{в.пр} (\tau_{ТТ}^* - 1).$$

Записав это выражение и для расчётного режима работы двигателя, т.е.

$$G_{Тч.пр.р} = \text{const} \cdot G_{в.пр.р} (\tau_{ТТ.р}^* - 1),$$

и разделив их друг на друга, получим

$$G_{Т.ч.пр} = G_{Т.ч.пр.р} \frac{G_{в.пр} (\tau_{ТТ}^* - 1)}{G_{в.пр.р} (\tau_{ТТ.р}^* - 1)}.$$

в) Определение суммарного приведенного расхода топлива в двигателе на форсаже

Для определения суммарного приведенного расхода топлива в двигателе на форсаже запишем уравнение (3.1) применительно к этому режиму, заменив в нём полную температуру T_c^* на полную температуру T_{ϕ}^* за форсажной камерой сгорания, т.е.

$$G_{Тч.Σ} = 3600 \frac{c_{п.Σ}(T_{\phi}^* - T_B^*)}{H_u \eta_r} G_B (1 - g_{отб}).$$

После аналогичных преобразований и допущения, как и в предыдущем пункте, получим, что

$$G_{Т.ч.пр.Σ} = G_{Т.ч.пр.Σ.р} \frac{G_{в.пр} (\Delta_{\phi}^* - 1)}{G_{в.пр.р} (\Delta_{\phi.р}^* - 1)},$$

где $\Delta_{\phi}^* = T_{\phi}^*/T_B^*$ – степень повышения полной температуры газа в форсажной камере, а $\Delta_{\phi.р}^* = T_{\phi.р}^*/T_B^*$ – то же самое на расчётном режим работы двигателя.

3.3. Расчёт характеристик газогенератора

Используя значения параметров компрессора вдоль его рабочей линии и полученные выше формулы, можно рассчитать характеристики газогенератора в абсолютном виде (таблица 3.1, рис. 3.1 и 3.2), т.е.

$$\pi_{\Gamma\Gamma}^* = f_1(\bar{n}_{\text{пр}}), \quad \tau_{\Gamma\Gamma}^* = f_2(\bar{n}_{\text{пр}}), \quad \Delta_{\Gamma\Gamma}^* = f_3(\bar{n}_{\text{пр}}),$$

$$G_{\text{в.пр}} = f_4(\bar{n}_{\text{пр}}), \quad G_{\text{т.ч.пр}} = f_5(\bar{n}_{\text{пр}}), \quad G_{\text{т.ч.пр.}\Sigma} = f_6(\bar{n}_{\text{пр}})$$

и его характеристику в относительном виде (таблица 3.2 и рис. 3.3), т.е.

$$\bar{\pi}_{\Gamma\Gamma}^* = \varphi_1(\bar{n}_{\text{пр}}), \quad \bar{\tau}_{\Gamma\Gamma}^* = \varphi_2(\bar{n}_{\text{пр}}), \quad \bar{\Delta}_{\Gamma\Gamma}^* = \varphi_3(\bar{n}_{\text{пр}}),$$

$$\bar{G}_{\text{в.пр}} = \varphi_4(\bar{n}_{\text{пр}}), \quad \bar{G}_{\text{т.ч.пр}} = \varphi_5(\bar{n}_{\text{пр}}), \quad \bar{G}_{\text{т.ч.пр.}\Sigma} = \varphi_6(\bar{n}_{\text{пр}})$$

Здесь относительные величины

$$\bar{\pi}_{\Gamma\Gamma}^* = \pi_{\Gamma\Gamma}^* / \pi_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*, \quad \bar{\tau}_{\Gamma\Gamma}^* = \tau_{\Gamma\Gamma}^* / \tau_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*, \quad \bar{\Delta}_{\Gamma\Gamma}^* = \Delta_{\Gamma\Gamma}^* / \Delta_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*,$$

$$\bar{G}_{\text{в.пр}} = G_{\text{в.пр}} / G_{\text{в.пр, р}}, \quad \bar{G}_{\text{т.ч.пр}} = G_{\text{т.ч.пр}} / G_{\text{т.ч.пр, р}}, \quad \bar{G}_{\text{т.ч.пр.}\Sigma} = G_{\text{т.ч.пр.}\Sigma} / G_{\text{т.ч.пр.}\Sigma, \text{р}},$$

где $\pi_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*$, $\tau_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*$, $\Delta_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*$, $G_{\text{в.пр, р}}$, $G_{\text{т.ч.пр, р}}$ и $G_{\text{т.ч.пр.}\Sigma, \text{р}}$ – расчётные значения этих параметров, вычисленные выше в процессе термодинамического расчёта двигателя.

Таблица 3.1. Характеристики газогенератора в абсолютном виде

$\bar{n}_{\text{пр}}$	$\pi_{\Gamma\Gamma}^*$	$\Delta_{\Gamma\Gamma}^*$	$\tau_{\Gamma\Gamma}^*$	$G_{\text{т.ч.пр}}$	$G_{\text{в.пр}}$
0,700	0,889	1,968	1,527	526,452	31,809
0,750	1,115	2,335	1,811	869,584	36,643
0,800	1,388	2,689	2,086	1303,125	42,492
0,850	1,694	3,044	2,362	1833,183	48,743
0,900	2,012	3,405	2,642	2444,868	54,727
0,950	2,324	3,785	2,936	3124,062	59,957
1,000	2,627	4,177	3,241	3856,339	64,504
1,050	2,873	4,556	3,535	4539,494	67,543
1,100	3,080	4,974	3,860	5224,796	69,311

Таблица 3.2. Характеристики газогенератора в относительном виде

$\bar{n}_{\text{пр}}$	$\bar{\pi}_{\Gamma\Gamma}^*$	$\bar{\Delta}_{\Gamma\Gamma}^*$	$\bar{\tau}_{\Gamma\Gamma}^*$	$\bar{G}_{\text{т.ч.пр}}$	$\bar{G}_{\text{в.пр}}$
0,700	0,338	0,471	0,471	0,137	0,493
0,750	0,425	0,559	0,559	0,225	0,568
0,800	0,529	0,644	0,644	0,338	0,659
0,850	0,645	0,729	0,729	0,475	0,756
0,900	0,766	0,815	0,815	0,634	0,848
0,950	0,885	0,906	0,906	0,810	0,930
1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
1,050	1,094	1,091	1,091	1,177	1,047
1,100	1,173	1,191	1,191	1,355	1,075

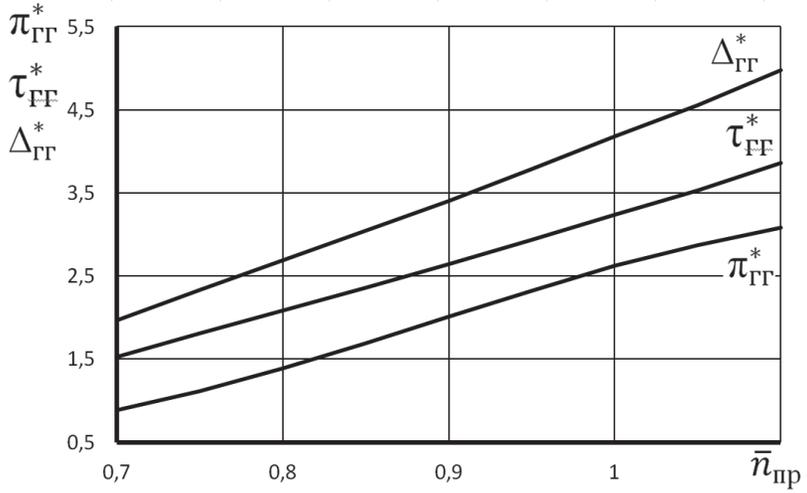


Рис. 3.1. Характеристики газогенератора в абсолютном виде

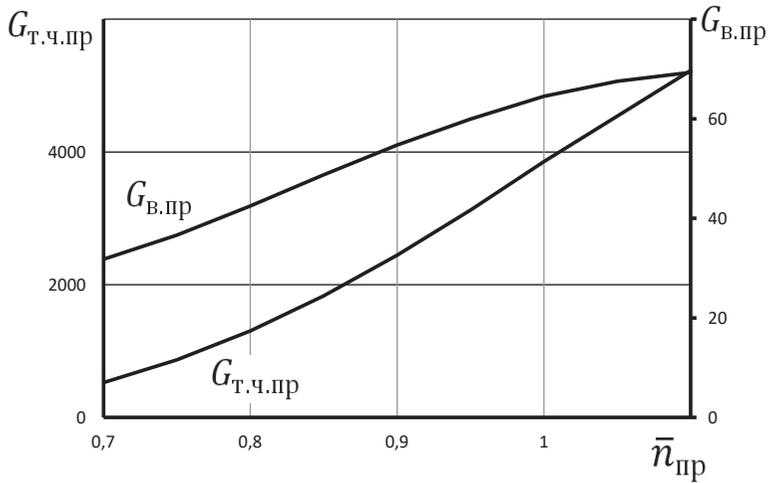


Рис. 3.2. Характеристики газогенератора в абсолютном виде

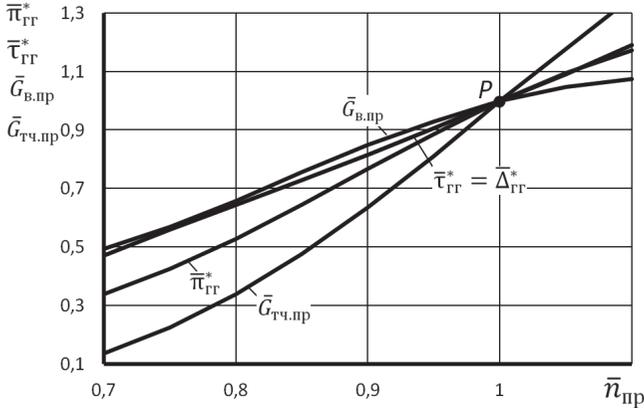


Рис. 3.3. Характеристики газогенератора в относительном виде

Глава 4. Построение линии предельных режимов и формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

4.1. 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 летательного аппарата в целом.

Для ТРД такими ограничениями являются [4]:

- а) $n \leq n_{\text{max}}$ – ограничение по прочности ротора двигателя;
- б) $T_{\text{г}} \leq T_{\text{г max}}^*$ – ограничение по жаропрочности лопаток турбины;
- в) $n_{\text{пр}} \leq n_{\text{пр max}}$ – ограничение по газодинамической устойчивости компрессора (что связано со значительным увеличением углов атаки в последних ступенях компрессора на рабочих режимах при $\bar{n}_{\text{пр}} > 1$).

Изменение температуры на входе в двигатель $T_{\text{в}}^*$ может быть вызвано как изменением высоты и скорости полёта, так и погодными (климатическими) условиями. Повышение $T_{\text{в}}^*$ при поддержании $n = n_{\text{max}} = \text{const}$ может стать причиной недопустимого превышения значения $T_{\text{г max}}^*$.

Линия предельных режимов работы ТРД строится в виде зависимости предельно допустимого значения приведенной частоты вращения компрессора $n_{\text{пр}}$ от температуры заторможенного потока воздуха на входе в двигатель $T_{\text{в}}^*$ в заданном диапазоне её изменения с учётом указанных выше ограничений.

Расчет и построение линии предельных режимов работы ТРД с одновальным газогенератором может быть выполнен в следующем порядке.

Задаётся необходимый диапазон значений полной температуры T_B^* на входе в двигатель. В этом диапазоне значений T_B^* определяются значения приведенных оборотов, соответствующих ограничению по прочности (т.е. по n_{\max}), с помощью следующей зависимости

$$\bar{n}_{\text{пр}} = \bar{n}_{\max} \sqrt{T_{\text{в.р}}^*/T_B^*}.$$

Здесь $T_{\text{в.р}}^*$ – значение полной температуры на расчётном режиме работы двигателя. Если расчётный режим соответствует значениям $H=0$ и $M=0$, то $T_{\text{в.р}}^* = 288,15 \text{ K}$.

Для определения значений $\bar{n}_{\text{пр}}$, соответствующих ограничению по жаропрочности лопаток турбины (т.е. по $T_{\Gamma\max}^*$), вначале вычисляются значения $\Delta_{\Gamma}^* = T_{\Gamma\max}^*/T_B^*$ в заданном диапазоне изменения T_B^* . Затем по характеристике газогенератора, рассчитанной выше (рис. 3.1), определяются значения $\bar{n}_{\text{пр}}$, соответствующие вычисленным значениям Δ_{Γ}^* в заданном диапазоне изменения T_B^* .

По результатам этих расчетов строится график (рис. 4.1), на котором изображаются две кривые, соответствующие каждому из рассмотренных ограничений, и добавляется к ним ещё и ограничение по запасу устойчивости компрессора ГГ в виде горизонтальной линии, соответствующей $\bar{n}_{\text{пр}} = \bar{n}_{\text{пр}\max}$.

Так как при каждом значении T_B^* значение $\bar{n}_{\text{пр}}$ не должно превышать ограничиваемого значения, определяемого каждой из этих кривых, то огибающая этих линий снизу (жирная линия) и предоставляет собой **линию предельных режимов** работы одновального ТРД.

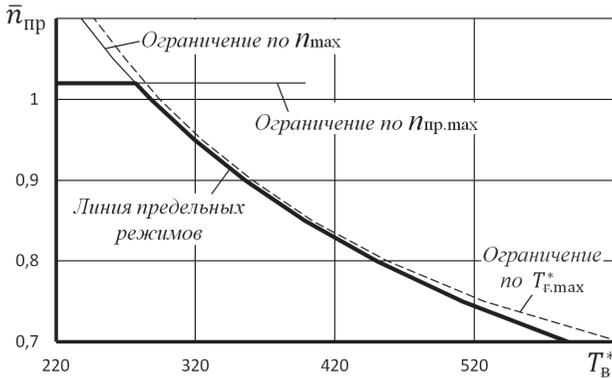


Рис.4.1. Линия предельных режимов работы ТРД с одновальным газогенератором

Как видно, в этом примере линии ограничений по n_{\max} и по T_{Γ}^* не пересекаются, хотя, как правило, они пересекаются.

4.2. Формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

Построенная линия предельных режимов работы двигателя *является основой для формирования программы регулирования ТРД* на максимальном режиме.

Обычно ТРД снабжаются системами измерения частоты вращения ротора n , температуры воздуха на входе $T_{\text{в}}^*$ и температуры газа перед турбиной компрессора T_{Γ}^* (если она невелика) или за турбиной T_{Γ}^* , по которой можно косвенно следить за температурой газа перед турбиной T_{Γ}^* .

С учетом показаний датчиков всех этих систем формируется *программа регулирования ТРД* на максимальном режиме, которая представляет собой зависимости относительных параметров двигателя \bar{n} , $\bar{n}_{\text{пр}}$ и \bar{T}_{Γ}^* от $T_{\text{в}}^*$ с учетом эксплуатационных ограничений.

На рис. 4.2 показана примерная программа регулирования ТРД с одновальным газогенератором *по температуре* $T_{\text{в}}^*$ на максимальном режиме, учитывающая ограничения \bar{n}_{\max} , $\bar{n}_{\text{пр max}}$ и $\bar{T}_{\Gamma}^*_{\max}$. Она построена в соответствии с линией предельных режимов, изображенной на рис. 4.1.

На 1-м участке этой программы при снижении полной температуры воздуха на входе в двигатель $T_{\text{в}}^*$ для обеспечения минимального запаса устойчивости компрессора ограничивается максимальное значение $\bar{n}_{\text{пр}}$, т.е.

$$\bar{n}_{\text{пр max}} = \bar{n} \sqrt{288/T_{\text{в}}^*} = \text{const.}$$

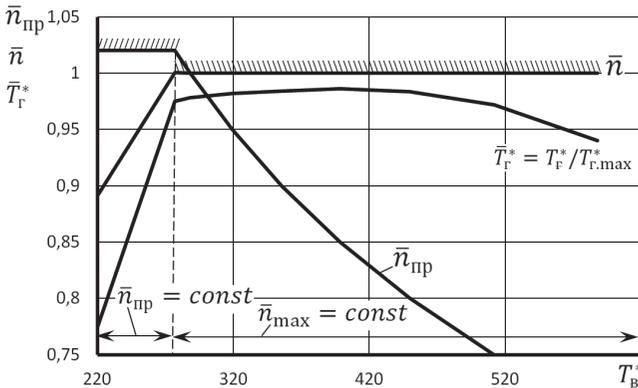


Рис. 4.2. Программа регулирования одновального ТРД

Это производится путём автоматического снижения физических оборотов \bar{n} двигателя за счёт снижения температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* . Закон её изменения на этом участке можно определить следующим образом.

Так как при $\bar{n}_{\text{пр max}} = \text{const}$ двигатель работает на подобных режимах, то все его критериальные параметры постоянны, в том числе и

$$\Delta_{\Gamma}^* = T_{\Gamma}^* / T_{\text{В}}^* = \text{const}.$$

Отсюда следует, что температура газа перед турбиной при снижении $T_{\text{В}}^*$ на этом участке также снижается пропорционально $T_{\text{В}}^*$, т.е. $T_{\Gamma}^* = \text{const} \cdot T_{\text{В}}^*$.

На 2-м участке программы наступает ограничение по максимальному значению физических оборотов $\bar{n} = \bar{n}_{\text{max}} = \text{const}$ для обеспечения прочности ротора двигателя. Поэтому при увеличении $T_{\text{В}}^*$ на этом участке приведенные обороты двигателя $\bar{n}_{\text{пр}} = \bar{n}_{\text{max}} \sqrt{288/T_{\text{В}}^*}$ снижаются.

Как видно из рис. 4.2, в этом примере ограничение максимального значения \bar{n} на этом участке при увеличении $T_{\text{В}}^*$ производится путём соответствующего изменения температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* по сравнению с характером её изменения на 1-м участке. Однако температура газа перед турбиной на этом участке не достигает максимально-допустимого её значения $T_{\Gamma, \text{max}}^*$.

Глава 5. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДФ

5.1. Виды эксплуатационных характеристик ТРДФ

Характеристиками авиационных ГТД называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от условий полета и режима работы двигателя.

Протекание характеристик двигателя зависит от многих факторов и, в частности, определяется схемой двигателя, его расчетными параметрами, программой управления и внешними условиями.

К характеристикам ТРД относятся высотно-скоростные и дроссельные характеристики.

Высотно-скоростными характеристиками (ВСХ) называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $C_{\text{уд}}$ от числа $M_{\text{И}}$ (скорости полета) и высоты полета H на заданном режиме работы двигателя и принятой программе его управления.

При расчете ВСХ выбирается один из режимов работы двигателя: максимальный или полный форсированный режим.

Дроссельными характеристиками (ДХ) двигателя называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $c_{\text{уд}}$ от режима работы двигателя, то есть от его оборотов n , при неизменных условиях полета (H и $M_{\text{И}}$) и принятой программе его управления.

При расчете характеристик ТРД используются полученные ранее характеристики газогенератора, линия предельных режимов и программа регулирования двигателя.

5.2. Расчет скоростных характеристик ТРДФ

Скоростными характеристиками (СХ) двигателя называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $c_{уд}$ от числа M_H (скорости полета) на неизменной высоте полета ($H=const$) при заданном режиме работы двигателя и принятой программе его регулирования.

а) Расчёт скоростной характеристики ТРДФ на максимальном режиме

Расчет скоростной характеристики двигателя (для различных высот полета) на основе полученных ранее характеристик газогенератора ведется в следующем порядке [8].

1. Задаётся несколько значений M_H и при $H=const$ определяются значения параметров атмосферы p_H , T и параметров заторможенного потока на входе в компрессор, а также скорости полета:

$$T_B^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right), \text{ К}; \quad p_B^* = p \sigma_{вх} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}, \text{ Па};$$

$$V = M \sqrt{kRT}, \text{ м/с.}$$

2. По линии предельных режимов работы двигателя (рис. 4.1) находится соответствующее определённому значению T_B^* значение $\bar{n}_{пр} = \bar{n} \sqrt{288/T_B^*}$ на максимальном режиме его работы.

Примечание. Для четкого выделения изломов на графиках зависимостей $P=f(M_H)$ и $c_{уд}=f(M_H)$, обусловленных переходом от одного эксплуатационного ограничения к другому (см. рис. 4.2), кроме определённых значений T_B^* , задаются также и значения T_B^{**} , соответствующие этим изломам. Для каждого из этих значений T_B^* определяются те числа M_H полета, при которых будут наблюдаться эти изломы. Ниже на рис. 5.1 и 5.3 эти точки излома изображены пунктирными линиями.

3. По характеристике газогенератора, представленной в численном виде в табл. 3.1, путём интерполяции или графически по рис. 3.1 и 3.2 находятся соответствующие данному значению $\bar{n}_{пр}$ значения

$$\tau_{ГТ}^*, \quad \tau_{ГТ}^*, \quad G_{в.пр} \quad \text{и} \quad G_{т.ч пр.}$$

4. Определяются значения расхода воздуха и часового расхода 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. Далее вычисляются:

– степень понижения давления газа в сопле

$$\pi_c = \sigma_{фк} \sigma_{рс} \tau_{ГТ}^* p_B^* / p_H; \quad e_c = \frac{k_T - 1}{c} \frac{k_T}{k_T} \quad (k_T = 1,33);$$

– полная температура перед соплом

$$T_c^* = T_T^* = \tau_{ГТ}^* T_B^*, \text{ К};$$

- скорость истечения газа из сопла при условии, что расширение газа в сопле полное

$$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{\text{пр}} T_c^* \left(1 - \frac{1}{e_c}\right)}, \text{ м/с;}$$

- расход газа через сопло

$$G_{\text{кр}} = G_B (1 - g_{\text{отб}}) + G_{\text{т.ч}} / 3600, \text{ кг/с;}$$

- тяга и удельный расход топлива двигателя

$$P = G_{\text{кр}} c_c - G_B V, \text{ Н;} \quad c_{\text{уд}} = G_{\text{т.ч}} / P, \text{ кг/(Н·ч)}.$$

Таблица 5.1. Пример расчёта скоростной характеристики двигателя на максимальном режиме ($H=0$)

М	T_B^*	$\bar{n}_{\text{пр}}$	$\tau_{\text{т}}^*$	$\tau_{\text{тг}}^*$	$G_{\text{в.пр}}$	$G_{\text{т.ч.пр}}$	$\sigma_{\text{вх}}$	p_B^*	p_T^*
2,281	587,755	0,700	0,889	1,527	31,809	526,452	0,874	1074860,615	955482,443
1,972	512,000	0,750	1,115	1,811	36,643	869,584	0,923	700384,855	781257,683
1,677	450,000	0,800	1,388	2,086	42,492	1303,125	0,950	459169,097	637439,742
1,386	398,616	0,850	1,694	2,362	48,743	1833,183	0,962	304113,889	515248,489
1,083	355,556	0,900	2,012	2,642	54,727	2444,868	0,964	204318,468	411074,874
0,735	319,114	0,950	2,324	2,936	59,957	3124,062	0,962	139587,467	324385,093
0,000	288,000	1,000	2,627	3,241	64,504	3856,339	0,920	93216,993	244839,367

Таблица 5.1. (Продолжение)

T_T^*	G_B	$G_{\text{т.ч}}$	$G_{\text{кр}}$	c	e_c	c_c	V	P	$c_{\text{уд}}$
897,287	236,257	7980,005	235,456	9,430	1,745	923,203	776,308	33966,052	0,235
927,418	190,013	8016,365	189,369	7,710	1,660	905,738	671,081	44004,898	0,182
938,892	154,084	7383,448	153,562	6,291	1,578	874,847	570,700	46407,578	0,159
941,408	124,381	6474,612	123,960	5,085	1,497	833,938	471,584	44718,526	0,145
939,315	99,344	5479,123	99,008	4,057	1,415	783,223	368,537	40933,009	0,134
937,076	78,488	4531,406	78,222	3,201	1,335	723,067	250,107	36929,225	0,123
933,414	59,357	3548,631	59,156	2,416	1,245	638,978	0,000	37799,281	0,094

б) Расчёт скоростной характеристики ТРДФ на форсажном режиме

Скоростная характеристика на форсажном режиме рассчитывается одновременно с расчётом скоростной характеристики на максимальном режиме работы двигателя на той же высоте и в том же диапазоне значений чисел Маха. Порядок её расчёта следующий.

Определяется суммарный (в основной и форсажной камере сгорания) часовая расход топлива на полном форсированном режиме:

$$G_{\text{т.ч.}\Sigma} = 3600 \frac{c_{\text{н}\Sigma} (T_{\text{ф}}^* - T_{\text{в}}^*)}{u_{\text{н}\Gamma}} G_B (1 - g_{\text{отб}}), \text{ кг/ч,}$$

где:

- $c_{\text{н}\Sigma} = [0,883 + 0,000209 \cdot (T_{\text{ф}}^* + 0,48T_{\text{в}}^*)]$, кДж/(кг·К) – условная суммарная теплоёмкость процесса подвода теплоты в основной и форсажной камере сгорания [3];

- T_{ϕ}^* – заданное в исходных данных максимальное значение полной температуры газов в форсажной камере сгорания;
Далее определяются следующие параметры двигателя:

- степень понижения давления газа в сопле

$$\pi_{с.ф} = \sigma_{фк.ф} \sigma_{рс.ф} \pi_{гг}^* p_{в}^* / p_{н}, \quad e_{с.ф} = \pi_{с.ф}^{\frac{k_{г.ф}-1}{k_{г.ф}}} \quad (k_{г.ф} = 1,25);$$

- скорость истечения газа из сопла при полном расширении газа в нём

$$c_{с.ф} = \varphi_{с} \sqrt{2c_{рг.ф} T_{\phi}^* \left(1 - \frac{1}{e_{с.ф}}\right)}, \quad \text{м/с};$$

- расход газа через сопло

$$G_{кр.ф} = G_{в} (1 - g_{отс}) + G_{т.ч.г} / 3600, \quad \text{кг/с};$$

- тяга и удельный расход топлива двигателя

$$P_{\phi} = G_{кр.ф} c_{с.ф} - G_{в} V, \quad \text{Н}; \quad c_{уд.ф} = G_{т.ч.г} / P_{\phi}, \quad \text{кг/(Н·ч)}.$$

Примечание. Значение $\pi_{гг}^*$ и $G_{в}$ определено при расчёте скоростной характеристики двигателя на максимальном режиме.

Таблица 5.2. Пример расчёта скоростной характеристики двигателя на форсажном режиме ($H=0$)

М	$c_{пг}$	$g_{тг}$	$G_{т.ч.г}$	$G_{кр.ф}$	$\pi_{с.ф}$	$e_{с.ф}$
2,281	1,360	0,047	39188,437	242,417	8,687	1,541
1,972	1,352	0,049	33023,026	195,386	7,103	1,480
1,677	1,346	0,051	27766,320	158,716	5,795	1,421
1,386	1,341	0,053	23068,122	128,301	4,684	1,362
1,083	1,337	0,054	18859,152	102,596	3,737	1,302
0,735	1,333	0,055	15188,336	81,137	2,949	1,241
0,000	1,330	0,056	11671,535	61,412	2,226	1,174

Таблица 5.2. (Продолжение)

$c_{с.ф}$	V	$P_{уд.ф}$	P_{ϕ}	$c_{уд.ф}$
1394,707	776,308	654,767	154693,087	0,253
1340,693	671,081	707,522	134438,505	0,246
1281,395	570,700	749,209	115441,366	0,241
1213,433	471,584	780,093	97028,917	0,238
1133,307	368,537	801,865	79660,655	0,237
1038,208	250,107	823,145	64606,607	0,235
905,277	0,000	936,618	55594,761	0,210

Как правило, скоростные характеристики двигателей прямой реакции рассчитываются для нескольких высот полета, а результаты такого расчета строятся на одном графике (рис. 5.1 ... 5.4) и называются высотно-скоростными характеристиками двигателя (ВСХ).

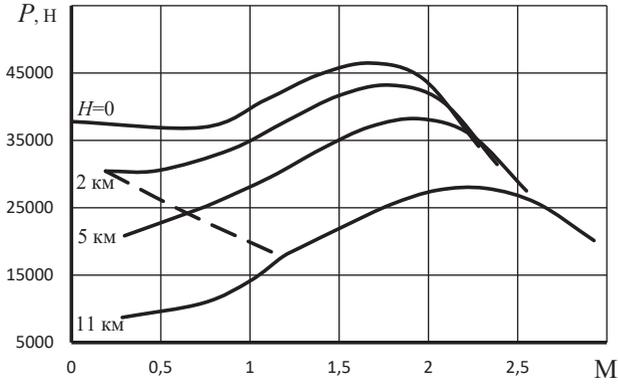


Рис. 5.1. Высотно-скоростная характеристика на максимальном режиме работы двигателя

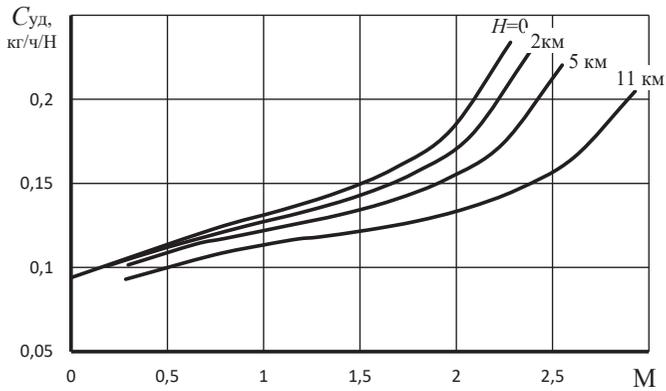


Рис. 5.2. Высотно-скоростная характеристика на максимальном режиме работы двигателя

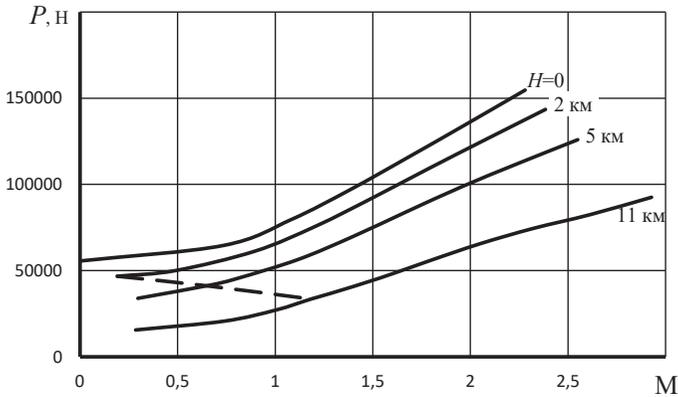


Рис. 5.3. Высотно-скоростная характеристика на форсажном режиме работы двигателя

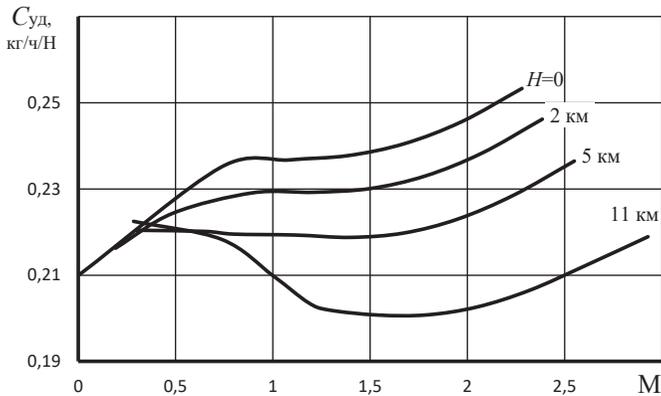


Рис. 5.4. Высотно-скоростная характеристика на форсажном режиме работы двигателя

5.3. Расчет дроссельных характеристик ТРДФ

Дроссельной характеристикой турбореактивного двигателя называется зависимость тяги и удельного расхода топлива от режима работы двигателя (изменении положения рычага управления двигателем) или взаимозависимость между тягой и удельным расходом топлива при изменении режима работы (в данных условиях полета).

**а) Порядок расчёта дроссельной характеристики ТРДФ
на безфорсажном режиме**

Для двигателей, не имеющих форсажной камеры сгорания, (или для ТРДФ на режимах с выключенной форсажной камерой) дроссельные характеристики рассчитываются в диапазоне режимов от максимального, соответствующего максимальному значению $n_{\text{пр}}$ ($n_{\text{пр max}}$) по линии предельных режимов при данной $T_{\text{в}}^*$ (определяемой условиями полета, т.е. T и M_H , рис. 5.1), до минимального, соответствующего минимальному значению $n_{\text{пр}}$ из числа полученных при расчете характеристик газогенератора двигателя ($n_{\text{пр min}}$).

В этом диапазоне выбирается несколько (4 ... 5) значений $n_{\text{пр}}$ (включая $n_{\text{пр max}}$ и $n_{\text{пр min}}$) и для каждого из них определяются значения $G_{\text{в пр}}$, $G_{\text{т.ч пр}}$, $\pi_{\text{гг}}^*$ и $\tau_{\text{гг}}^*$. Затем проводится вычисление тяги и удельного расхода топлива двигателя по тем же формулам, которые используются при расчете высотно-скоростных характеристик, а именно:

$$T_{\text{в}}^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right); \quad p_{\text{в}}^* = \sigma_{\text{вх}} p \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}}-1}}; \quad p_{\text{т}}^* = \pi_{\text{гг}}^* p_{\text{в}}^*;$$

$$G_{\text{в}} = G_{\text{в.пр}} \frac{p_{\text{в}}^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}}; \quad G_{\text{т.ч}} = G_{\text{т.ч.пр}} \frac{p_{\text{в}}^*}{101300} \sqrt{\frac{T_{\text{в}}^*}{288}};$$

$$G_{\text{кр}} = G_{\text{в}} (1 - g_{\text{отб}}) + G_{\text{т.ч}} / 3600; \quad T_{\text{с}}^* = T_{\text{т}}^* = \tau_{\text{гг}}^* T_{\text{в}}^*;$$

$$c = \sigma_{\text{фк}} \sigma_{\text{рс}} \rho_{\text{т}}^* / p; \quad e_c = \frac{k_{\text{г}}-1}{c^{k_{\text{г}}}} \text{ при } k_{\text{г}} = 1,33;$$

$$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{\text{пр}} T_{\text{с}}^* \left(1 - \frac{1}{e_c} \right)}; \quad V = a \text{ М};$$

$$P = G_{\text{кр}} c_c - G_{\text{в}} V, \text{ Н}; \quad c_{\text{уд}} = G_{\text{т.ч}} / P, \text{ кг/(Н}\cdot\text{ч)}.$$

Значение параметров двигателя, полученные при расчёте дроссельной характеристики на безфорсажном режиме на $H=0$ и $M=0$, представлены в табл. 5.3.

Таблица 5.3. Дроссельная характеристика
на безфорсажном режиме ($H=0$, $M=0$)

n	$\pi_{\text{гг}}^*$	$\tau_{\text{гг}}^*$	$G_{\text{в.пр}}$	$G_{\text{т.ч.пр}}$	$p_{\text{т}}^*$	$T_{\text{т}}^*$
0,750	1,115	1,804	36,807	854,105	103941,768	519,603
0,760	1,167	1,859	37,921	933,390	108742,640	535,314
0,770	1,220	1,914	39,059	1017,464	113709,220	551,093
0,780	1,275	1,969	40,218	1106,136	118828,735	566,939
0,790	1,331	2,024	41,394	1199,214	124088,412	582,853
0,800	1,389	2,079	42,584	1296,508	129475,480	598,834
0,810	1,448	2,135	43,786	1397,827	134977,165	614,883
0,820	1,508	2,191	44,995	1502,980	140580,696	631,000
0,830	1,569	2,247	46,209	1611,777	146273,300	647,185
0,840	1,631	2,304	47,425	1724,026	152042,205	663,437
0,850	1,694	2,360	48,639	1839,538	157874,639	679,757

0,860	1,757	2,417	49,848	1958,120	163757,828	696,145
0,870	1,820	2,474	51,049	2079,582	169679,002	712,600
0,880	1,884	2,532	52,240	2203,734	175625,387	729,123
0,890	1,948	2,589	53,415	2330,385	181584,211	745,713
0,900	2,012	2,647	54,574	2459,344	187542,702	762,372
0,950	2,327	2,940	59,995	3132,077	216883,125	846,678
1,000	2,621	3,238	64,505	3833,887	244299,366	932,676

Таблица 5.3. (Продолжение)

n	G_B	$G_{ГЧ}$	$G_{кр}$	π_c	e_c	c_c	P	$c_{вд}$
0,750	33,870	785,953	33,755	1,026	1,006	85,385	2882,199	0,273
0,760	34,895	858,913	34,777	1,073	1,018	143,862	5003,114	0,172
0,770	35,943	936,278	35,821	1,122	1,029	185,965	6661,461	0,141
0,780	37,009	1017,874	36,884	1,173	1,040	221,130	8156,077	0,125
0,790	38,091	1103,525	37,962	1,225	1,052	252,180	9573,290	0,115
0,800	39,187	1193,056	39,054	1,278	1,063	280,407	10950,931	0,109
0,810	40,292	1286,290	40,155	1,332	1,074	306,527	12308,730	0,105
0,820	41,405	1383,053	41,265	1,387	1,085	330,984	13657,911	0,101
0,830	42,522	1483,169	42,378	1,444	1,095	354,078	15005,090	0,099
0,840	43,641	1586,461	43,493	1,501	1,106	376,020	16354,125	0,097
0,850	44,758	1692,756	44,606	1,558	1,116	396,966	17707,091	0,096
0,860	45,870	1801,876	45,715	1,616	1,126	417,037	19064,838	0,095
0,870	46,976	1913,647	46,817	1,675	1,136	436,325	20427,332	0,094
0,880	48,071	2027,892	47,908	1,733	1,146	454,908	21793,873	0,093
0,890	49,153	2144,437	48,987	1,792	1,156	472,847	23163,238	0,093
0,900	50,219	2263,106	50,049	1,851	1,165	490,192	24533,783	0,092
0,950	55,208	2882,160	55,021	2,140	1,208	569,328	31324,778	0,092
1,000	59,358	3527,971	59,157	2,411	1,244	638,010	37742,861	0,093

б) Порядок расчёта дроссельной характеристики ТРДФ на форсажном режиме

Для ТРД, снабженных форсажной камерой, дроссельные характеристики на форсированных режимах рассчитываются в диапазоне режимов от полного форсированного режима («полного форсажа») с температурой газа на выходе из форсажной камеры $T_{\phi \max}^*$ до минимального форсированного режима с температурой $T_{\phi \min}^*$, которая, как правило, равна $T_{T \max}^* + (50 \dots 100)$ К. Значение $T_{T \max}^*$ соответствует полной температуре газа за турбиной на максимальном режиме работы двигателя, т.е. без форсажа.

Расчет дроссельной характеристики на форсаже ведется после расчёта дроссельной характеристики на безфорсажном режиме в следующем порядке.

Выбирается несколько (4 ... 5) значений температуры T_{ϕ}^* в диапазоне от $T_{\phi \max}^*$ до $T_{\phi \min}^*$ (включая эти крайние значения) и для каждого из них определяются:

- $c_{п\Sigma} = [0,883+0,000209 \cdot (T_{\phi}^*+0,48T_{в}^*)]$, кДж/(кг·К) – условная суммарная теплоёмкость процесса подвода теплоты в основной и форсажной камере сгорания;
- $G_{т.ч.\Sigma} = 3600G_{в}(1 - g_{отб}) \frac{c_{п\Sigma}(T_{\phi}^*-T_{в}^*)}{u\eta_{г\Sigma}}$ – суммарный расход топлива в основной и форсажной камере сгорания, где $G_{в}$ – расход воздуха на максимальном безфорсажном режиме работы двигателя;
- $G_{кр.\phi} = G_{в}(1 - g_{отб}) + \frac{G_{т.ч.\Sigma}}{3600}$ – расход газа через критическое сечение сопла;
- $c_{с.\phi} = \sigma_{фк.\phi}\sigma_{рс.\phi} \pi_{гг}^* p_{в}^*/p$, $e_{с.\phi} = c_{с.\phi}^{\frac{k_{г.\phi}-1}{k_{г.\phi}}}$ – степень понижения давления в сопле при полном расширении газа в нём ($k_{г.\phi} = 1,25$);

Примечание. Значение $\pi_{гг}^*$ и $G_{в}$ определены при расчёте скоростной характеристики двигателя на максимальном режиме.

- $c_{с.\phi} = \varphi_{с.\phi} \sqrt{2c_{рг.\phi} T_{\phi}^* \left(1 - \frac{1}{e_{с.\phi}}\right)}$, м/с – скорость истечения газа из сопла;
- $P_{\phi} = G_{кр.\phi} c_{с.\phi} - G_{в} V$, Н; $c_{уд.\phi} = G_{т.ч.\Sigma} / P_{\phi}$, кг/(Н·ч) – тяга и удельный расход топлива в двигателе на форсажном режиме.

Значение параметров двигателя при расчёте дроссельной характеристики на форсажном режиме на $H=0$ и $M=0$ представлен в табл. 5.4.

Таблица 5.4. Параметры двигателя при расчёте дроссельной характеристики на форсажном режиме ($H=0$, $M=0$)

T_{ϕ}^*	$c_{п\Sigma}$	$G_{т.ч.\Sigma}$	$G_{кр.\phi}$	$\pi_{с.\phi}$	$e_{с.\phi}$	$c_{с.\phi}$	P_{ϕ}	$c_{уд.\phi}$
2000,000	1,330	11671,797	61,413	2,411	1,192	945,704	58078,770	0,201
1800,000	1,288	9984,269	60,944	2,411	1,192	897,174	54677,802	0,183
1600,000	1,246	8382,455	60,500	2,411	1,192	845,864	51174,360	0,164
1400,000	1,204	6866,356	60,078	2,411	1,192	791,233	47536,012	0,144
1200,000	1,163	5435,971	59,681	2,411	1,192	732,539	43718,736	0,124
1100,000	1,142	4752,922	59,491	2,411	1,192	701,353	41724,431	0,114
1032,000	1,128	4300,688	59,366	2,411	1,192	679,329	40328,857	0,107

Дроссельные характеристики двигателя на форсажном режиме представлены на рис. 5.5 ... 5.7 на $H=0$ и $M=0$, а на рис. 5.8 ... 5.9 – на $H=11$ км и $M=1,5$.

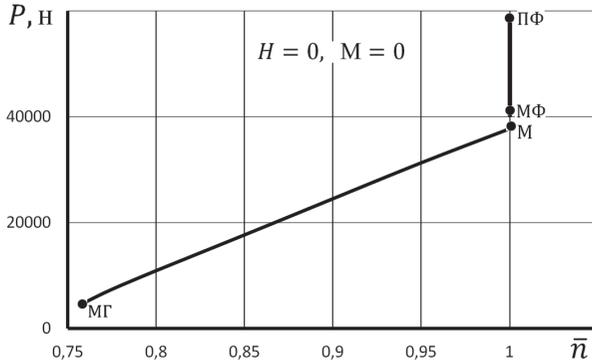


Рис. 5.5. Дроссельная характеристика двигателя

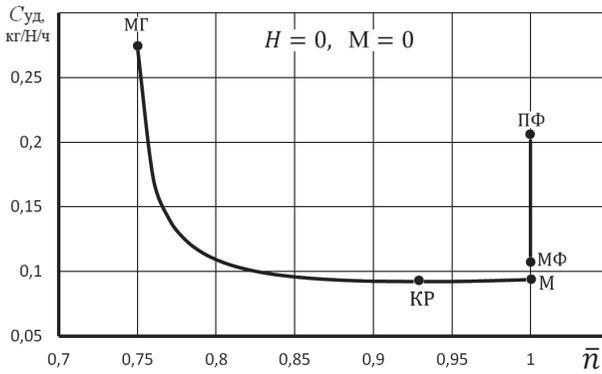


Рис. 5.6. Дроссельная характеристика двигателя

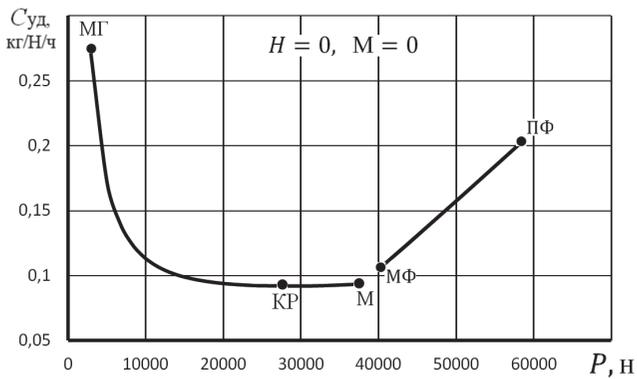


Рис. 5.7. Дроссельная характеристика двигателя

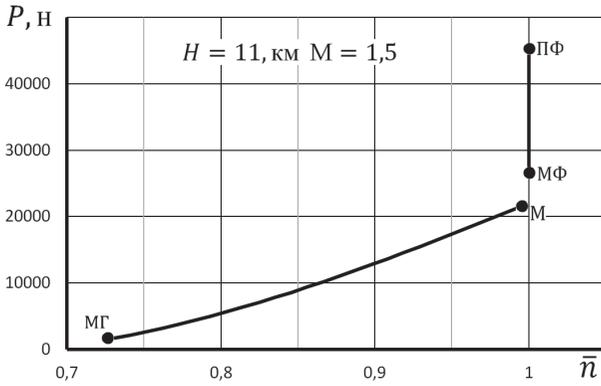


Рис. 5.8. Дроссельная характеристика двигателя

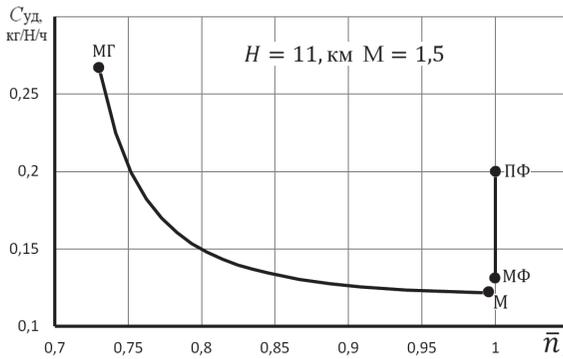


Рис. 5.9. Дроссельная характеристика двигателя

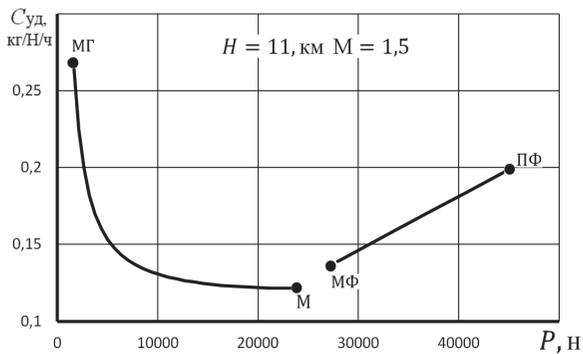


Рис. 5.10. Дроссельная характеристика двигателя

Раздел 2. Расчет параметров и эксплуатационных характеристик двухвальных ТРДФ

В данном разделе изложена методика термодинамического расчёта, расчёта основных размеров проточной части и характеристик одноконтурных двухвальных авиационных ТРД с форсажной камерой.

Методика включает в себя несколько этапов:

- термодинамический расчёт двигателя на расчётном режиме;
- определение характеристик каскадов компрессора;
- построение рабочей линии на характеристиках каскадов компрессора;
- определение характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля;
- расчёт линии предельных режимов работы двигателя и формирование его программы управления;
- расчёт эксплуатационных характеристик.

Глава 1. Алгоритм термодинамического расчёта двухвальных ТРДФ

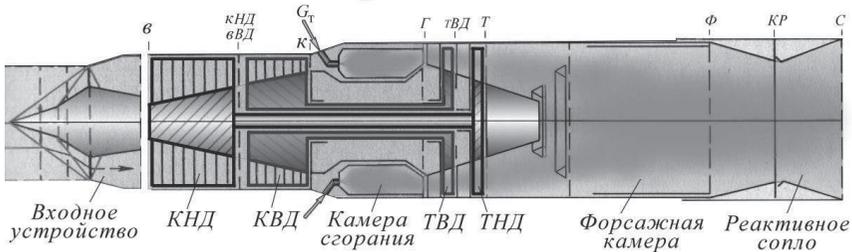


Рис. 1.1. Принципиальная схема двухвального ТРД с форсажной камерой сгорания

1.1. Исходные данные

Исходными данными для выполнения термодинамического расчёта одноконтурного двухвального ТРД на максимальном режиме его работы в расчётных условиях полёта являются:

- значения высоты H и скорости V (или числа Маха M) полёта самолёта;
- значения параметров стандартной атмосферы на высоте H , т.е. давления p_H , температуры T_H и скорости звука a_H ;
- значение коэффициента сохранения полного давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх}$.

Зависимость $\sigma_{вх}$ от числа Маха полёта самолёта для дозвукового воздухозаборника представлена в таблице 1.1. и на рис. 1.2, а для сверхзвукового воздухозаборника – в таблице 1.2 и также на рис. 1.2 [1].

В этих же таблицах представлены и полиномы [1], которые с достаточно большой точностью аппроксимируют табличные и графические зависимости $\sigma_{вх} = f(M)$.

Таблица 1.1. Характеристика дозвукового воздухозаборника

Дозвуковой воздухозаборник	M	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4
	$\sigma_{вх}$	0,96	0,973	0,978	0,98	0,978	0,974	0,96	0,941

$$\sigma_{вх} = 0,0681 \cdot M^5 - 0,2715 \cdot M^4 + 0,3727 \cdot M^3 - 0,2614 \cdot M^2 + 0,1054 \cdot M + 0,96$$

Таблица 1.2. Характеристика сверхзвукового воздухозаборника

Сверхзвуковой воздухозаборник	M	0	0,4	0,8	1,2	1,6	2	2,4	2,8
	$\sigma_{вх}$	0,92	0,955	0,963	0,964	0,955	0,919	0,85	0,765

$$\sigma_{вх} = 0,01399114 \cdot M^5 - 0,09960255 \cdot M^4 + 0,23922594 \cdot M^3 - 0,27498361M^2 + 0,16557314 \cdot M + 0,91998019$$

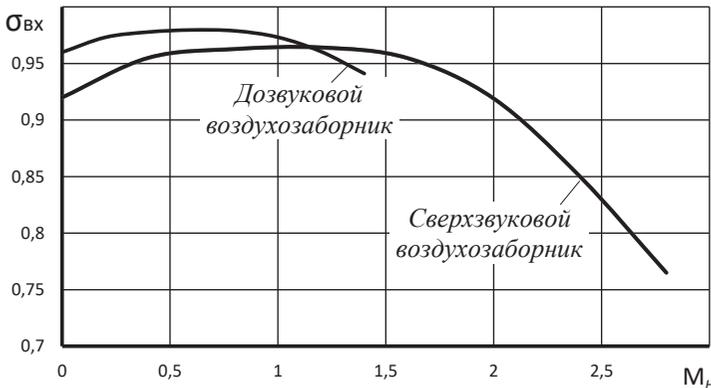


Рис. 1.2. Типовая зависимость $\sigma_{вх}$ воздухозаборников от числа Маха

- тяга двигателя P или расход G_v воздуха через него;
- полная температура газов перед турбиной $T^*_т$, К;
- полная температура газов в форсжной камере сгорания $T^*_ф$, К;
- степень повышения давления в каскадах компрессора $\pi^*_{кнд}$ и $\pi^*_{квд}$ или $\pi^*_{кнд}$ и $\pi^*_{к\Sigma}$, где $\pi^*_{к\Sigma} = \pi^*_{кнд} \cdot \pi^*_{квд}$ – суммарная степень повышения давления в компрессоре двигателя;

- КПД каскадов компрессора $\eta_{\text{кнд}}^*$ и $\eta_{\text{квд}}^*$ (0,80 ... 0,86);
- относительная плотность тока $q(\lambda_{\text{в}})$ на входе в компрессор низкого давления (0,8 ... 0,85) и на входе в компрессор высокого давления (0,7 ... 0,75) или приведенный расход воздуха через каскады компрессора $G_{\text{в.пр}}$;
- КПД охлаждаемой турбины (ТВД) $\eta_{\text{твд}}^*$ (0,88 ... 0,9) и КПД неохлаждаемой турбины (ТНД) $\eta_{\text{тнд}}^*$ (0,88 ... 0,91);
- коэффициент потерь полного давления в основной камере сгорания $\sigma_{\text{кс}}$ (0,94...0,96);
- коэффициент полноты сгорания топлива в основной камере сгорания $\eta_{\text{г}}$ (0,98...0,99);
- суммарный коэффициент полноты сгорания топлива на форсажном режиме работы двигателя $\eta_{\text{г.ф}}$ (0,94 ... 0,97);
- коэффициент сохранения полного давления в форсажной камере (ФК) сгорания $\sigma_{\text{фк}} = p_{\text{ф}}^*/p_{\text{т}}^*$. При выключенной ФК $\sigma_{\text{фк}} = 0,95 ... 0,98$, а при включённой ФК – $\sigma_{\text{фк.ф}} = 0,92 ... 0,94$.
- коэффициент сохранения полного давления в канале сопла: на безфорсажных режимах – $\sigma_{\text{рс}} = \frac{p_{\text{с}}^*}{p_{\text{ф}}^*} = 0,985 ... 0,99$, а на форсажных режимах – $\sigma_{\text{рс.ф}} = 0,975 ... 0,98$;
- $\sigma_{\text{пк}} = 0,99 ... 0,995$ – коэффициент сохранения полного давления в переходном канале между КНД и КВД;
- коэффициент скорости сопла $\varphi_{\text{с}}$ (0,98 ... 0,99) на безфорсажном режиме и $\varphi_{\text{с.ф}}$ (0,97 ... 0,98) – на форсажном режиме работы двигателя;
- механический КПД для обоих роторов двигателя $\eta_{\text{м}}$ (0,98...0,99);
- значение коэффициента расхода воздуха на охлаждение турбины $g_{\text{охл}}$ (0,03 ... 0,05);
- значение коэффициента отбора воздуха на самолётные нужды $g_{\text{отб}}$ (0,02 ... 0,03);
- значение теплотворной способности топлива $H_{\text{и}}$ (43000 кДж/кг).

1.2. Определение физических параметров рабочего тела

В приближённых расчётах значение показателя адиабаты k для воздуха считается постоянным [5] и равным 1,4, газовой постоянной R – 287,05 Дж/кг/К, а значение коэффициента

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

в уравнении расхода – 0,0404.

Значения теплоёмкости c_p при постоянном давлении для воздуха вычисляется по следующей формуле:

$$c_p = \frac{k}{k-1} R = 1004,675 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К}).$$

Аналогичные данные и вычисления для смеси воздуха и продуктов сгорания топлива приведены ниже:

– при $k_\Gamma = 1,33$ и $R_\Gamma = 287,4 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$: $c_{p\Gamma} = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma-1} R_\Gamma = 1158,309 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$, а $m_\Gamma = 0,0397$;

– при $k_\Gamma = 1,3$ и $R_\Gamma = 287,6 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$: $c_{p\Gamma} = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma-1} R_\Gamma = 1246,267 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$, а $m_\Gamma = 0,0393$;

– при $k_\Gamma = 1,25$ и $R_\Gamma = 288,5 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$: $c_{p\Gamma} = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma-1} R_\Gamma = 1442,5 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$, а $m_\Gamma = 0,0387$.

При более точных расчётах используются аппроксимационные формулы. Например, для воздуха

$$k = (1 + 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot T^*) / (0,672 + 1,2 \cdot 10^{-3} \cdot T^*),$$

где T^* – полная температура воздуха в рассматриваемом сечении двигателя.

Для газа

$$k_\Gamma = \frac{1 + 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot T^*}{0,672 + 1,2 \cdot 10^{-3} \cdot T^*} \cdot 0,7 g_\Gamma + 1,1 g_\Gamma^2,$$

где относительный расход топлива в основной камере сгорания

$$g_\Gamma = \frac{G_\Gamma}{G_{\text{КС}}} = \frac{c_\Pi (T_\Gamma^* - T_\text{К}^*)}{\eta_\Gamma H_u}.$$

Здесь G_Γ – секундный расход топлива в камере сгорания, $G_{\text{КС}}$ – расход воздуха через камеру сгорания, а c_Π – условная теплоёмкость процесса подвода теплоты в камере сгорания [3]:

$$c_\Pi = (0,883 + 0,000209 \cdot (T_\Gamma^* + 0,48 T_\text{К}^*)), \text{ кДж}/(\text{кг}\cdot\text{К}).$$

В данной методике расчёта принято, что:

– для газа в турбине высокого давления при полной температуре на входе в неё выше 1500 К $k_{\Gamma,В} = 1,3$, $c_{p\Gamma,В} = 1246,267 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$, а $m_{\Gamma,В} = 0,0393$;

– для газа в турбине низкого давления и сопле на безфорсажном режиме – $k_{\Gamma,Н} = 1,33$, $c_{p\Gamma,Н} = 1158,309 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$, а $m_{\Gamma,Н} = 0,0397$;

– для газа в работающей форсажной камере и сопле – $k_{\Gamma,Ф} = 1,25$ и $c_{p\Gamma,Ф} = 1442,5 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$, а $m_{\Gamma,Ф} = 0,0387$.

1.3. Алгоритм термодинамического расчёта двухвального ТРДФ

Термодинамический расчет двухвального ТРД выполняется для заданных расчётных условий, соответствующих заданной расчётной высоте H и скорости V или числа Маха M полёта самолёта. Он представляет собой последовательное определение параметров потока во всех характерных сечениях газозоудушного тракта двигателя и последующее определение его удельных параметров: удельной тяги $P_{\text{уд}}$ и удельного расхода топлива $C_{\text{уд}}$.

При выполнении термодинамического расчета двигателя определяются параметры в тех сечениях проточной части двигателя, которые указаны на рис. 1.1.

1.3.1. Алгоритм термодинамического расчёта двухвального ТРДФ на максимальном режиме

Компрессор низкого давления

Полная температура воздуха на входе в компрессор

$$T_V^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right).$$

Полное давление воздуха на входе в компрессор

$$p_V^* = \sigma_{\text{вх}} p_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где $\sigma_{\text{вх}}$ – коэффициент сохранения полного давления во входном устройстве, а показатель адиабаты $k = 1,4$.

Полное давление воздуха на выходе из КНД

$$p_{\text{К.НД}}^* = p_V^* \pi_{\text{К.НД}}^*,$$

где значение $\pi_{\text{К.НД}}^*$ задано в исходных данных.

Полное давление воздуха на входе в КВД

$$p_{\text{В.ВД}}^* = \sigma_{\text{пк}} p_{\text{К.НД}}^*.$$

Степень повышения температуры воздуха в КНД

$$\tau_{\text{К.НД}}^* = 1 + \frac{e_{\text{К.НД}}^* - 1}{\pi_{\text{К.НД}}^*}, \quad \text{где } e_{\text{К.НД}}^* = \pi_{\text{К.НД}}^* \frac{k-1}{k}.$$

Полная температура воздуха на выходе из КНД, равная полной температуре воздуха на входе в КВД, т.е.

$$T_{\text{К.НД}}^* = T_{\text{В.ВД}}^* = T_V^* \tau_{\text{К.НД}}^*.$$

Работа, затрачиваемая на вращение ротора КНД,

$$L_{\text{К.НД}} = c_p T_V^* \frac{e_{\text{К.НД}}^* - 1}{\pi_{\text{К.НД}}^*} = c_p (T_{\text{К.НД}}^* - T_V^*).$$

Компрессор высокого давления

Степень повышения давления в КВД

$$\pi_{\text{К.ВД}}^* = \frac{\pi_{\text{К}\Sigma}^*}{\pi_{\text{К.НД}}^*}, \quad \text{тогда } e_{\text{К.ВД}}^* = \pi_{\text{К.ВД}}^* \frac{k-1}{k}.$$

Степень повышения температуры воздуха в КВД

$$\tau_{\text{К.ВД}}^* = 1 + \frac{e_{\text{К.ВД}}^* - 1}{\pi_{\text{К.ВД}}^*}.$$

Полная температура воздуха на выходе из компрессора

$$T_K^* = T_{\text{В.ВД}}^* \tau_{\text{К.ВД}}^*.$$

Работа, затрачиваемая на вращение ротора КВД,

$$L_{\text{К.ВД}} = c_p T_{\text{В.ВД}}^* \frac{e_{\text{К.ВД}}^* - 1}{\pi_{\text{К.ВД}}^*} = c_p (T_K^* - T_{\text{В.ВД}}^*).$$

Камера сгорания

Условная теплоёмкость процесса подвода теплоты в камере сгорания определяется по эмпирической зависимости [3]

$$c_{п} = [0,883 + 0,000209 \cdot (T_{г}^* + 0,48T_{к}^*)], \text{ кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К}).$$

Относительный расход топлива в камере сгорания

$$g_{т} = \frac{G_{т}}{G_{кс}} = \frac{c_{п}(T_{г}^* - T_{к}^*)}{\eta_{г} H_{и}},$$

где $G_{кс} = G_{в}(1 - g_{отб} - g_{охл})$ – расход воздуха через камеру сгорания, а $G_{т}$ – секундный расход топлива в камере сгорания.

Турбина высокого давления

Расход газа через турбину высокого давления (ТВД)

$$G_{г.в} = G_{в} - G_{отб} - G_{охл} + G_{т}$$

или

$$G_{г.в} = G_{в}(1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_{т}).$$

Относительный расход газа через ТВД

$$\bar{G}_{г.в} = \frac{G_{г.в}}{G_{в}} = (1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_{т}).$$

Из условия баланса мощностей КВД и ТВД следует, что

$$N_{квд} = N_{твд} \eta_{м} \quad \text{или} \quad G_{в} L_{квд} = G_{г.в} L_{твд} \eta_{м},$$

то есть $L_{квд} = \bar{G}_{г.в} L_{твд} \eta_{м}$, откуда $L_{твд} = \frac{L_{квд}}{\bar{G}_{г.в} \eta_{м}} = c_{рг.в} T_{г}^* (1 - 1/e_{твд}^*) \eta_{твд}^*$.

Тогда

$$e_{твд}^* = \frac{1}{\left(1 - \frac{L_{твд}}{c_{рг.в} \eta_{твд}^* T_{г}^*}\right)} = \pi_{твд}^* \frac{k_{г.в} - 1}{k_{г.в}},$$

а степень понижения давления газа в ТВД

$$\pi_{твд}^* = e_{твд}^* \frac{k_{г.в}}{k_{г.в} - 1}.$$

Полное давление за турбиной высокого давления

$$p_{г.вд}^* = p_{в}^* \pi_{к\sigma}^* \sigma_{кс} / \pi_{твд}^*.$$

Полная температура газа за турбиной высокого давления без учёта понижения её за счёт подмешивания за ТВД охлаждающего её воздуха $T'_{т.вд}^*$ определяется из уравнения сохранения энергии для этой турбины в виде

$$T'_{т.вд}^* = T_{г}^* - L_{твд} / c_{рг.в},$$

где значение работы турбины $L_{твд}$ вычислено выше.

В данной методике предполагается, что отбор охлаждающего ТВД воздуха производится за компрессором с полной температурой $T_{к}^*$, а его возвращение в проточную часть двигателя происходит за этой турбиной. Хотя могут рассматриваться и другие сечения отбора охлаждающего воздуха по длине компрессора.

Тогда полная температура газов за турбиной высокого давления $T_{т.вд}^*$ с учётом её понижения за счёт подмешивания охлаждающего воздуха определяется также из уравнения сохранения энергии следующим образом.

Вычисляется полная энтальпия смеси газа и охлаждающего воздуха за турбиной высокого давления как сумма полной энтальпии газа и охлаждающего воздуха, т.е.

$$I_{\text{см}}^* = I_{\text{т.вд}}^* + I_{\text{в}}^* \quad \text{или} \quad G_{\text{см}} c_{p,\text{см}} T_{\text{т.вд}}^* = G_{\text{г.в}} c_{p\text{г.в}} T_{\text{т.вд}}^{I*} + G_{\text{охл}} c_p T_{\text{к}}^*,$$

где

$$G_{\text{см}} = G_{\text{г.в}} + G_{\text{охл}}.$$

$$\text{Тогда} \quad (G_{\text{г.в}} + G_{\text{охл}}) c_{p,\text{см}} T_{\text{т.вд}}^* = G_{\text{г.в}} c_{p\text{г.в}} T_{\text{т.вд}}^{I*} + G_{\text{охл}} c_p T_{\text{к}}^*$$

Разделив это уравнение на $G_{\text{в}}$, получим, что

$$(\bar{G}_{\text{г.в}} + g_{\text{охл}}) c_{p,\text{см}} T_{\text{т.вд}}^* = \bar{G}_{\text{г.в}} c_{p\text{г.в}} T_{\text{т.вд}}^{I*} + g_{\text{охл}} c_p T_{\text{к}}^*.$$

Из этого уравнения следует, что полная температура газа за турбиной высокого давления $T_{\text{т}}^*$ с учётом её понижения за счёт подмешивания охлаждающего воздуха

$$T_{\text{т.вд}}^* = \frac{\bar{G}_{\text{г.в}} \cdot c_{p\text{г.в}} \cdot T_{\text{т.вд}}^{I*} + g_{\text{охл}} \cdot c_p \cdot T_{\text{к}}^*}{(\bar{G}_{\text{г.в}} + g_{\text{охл}}) c_{p,\text{см}}}.$$

Здесь:

– $(\bar{G}_{\text{г.в}} + g_{\text{охл}})$ – относительная доля смеси газа и воздуха за ТВД;

– $g_{\text{охл}} = G_{\text{охл}}/G_{\text{в}}$ – относительная доля охлаждающего воздуха, поступившего за ТВД.

Теплоёмкость смеси газа и охлаждающего воздуха за ТВД определим из следующего уравнения баланса теплоты

$$G_{\text{см}} c_{p,\text{см}} = G_{\text{г.в}} c_{p\text{г.в}} + G_{\text{охл}} c_p, \quad \text{где} \quad G_{\text{см}} = G_{\text{г.в}} + G_{\text{охл}}.$$

$$\text{Тогда} \quad c_{p,\text{см}} = (G_{\text{г.в}} c_{p\text{г.в}} + G_{\text{охл}} c_p) / (G_{\text{г.в}} + G_{\text{охл}}).$$

Разделив числитель и знаменатель в последнем уравнении на $G_{\text{в}}$, получим следующее выражение для теплоёмкости смеси газа и охлаждающего воздуха за ТВД;

$$c_{p,\text{см}} = (\bar{G}_{\text{г.в}} \cdot c_{p\text{г.в}} + g_{\text{охл}} \cdot c_p) / (\bar{G}_{\text{г.в}} + g_{\text{охл}}),$$

где c_p и $c_{p\text{г.в}}$ – теплоёмкость воздуха и газа соответственно.

Турбина низкого давления

Расход газа через турбину низкого давления (ТНД) с учётом подмешивания к нему воздуха, охлаждающего ТВД,

$$G_{\text{г.н}} = G_{\text{см}} = G_{\text{г.в}} + G_{\text{охл}}.$$

Относительный расход газа через ТНД

$$\bar{G}_{\text{г.н}} = \frac{G_{\text{г.н}}}{G_{\text{в}}} = \bar{G}_{\text{г.в}} + g_{\text{охл}}.$$

Из условия баланса мощности КНД и ТНД следует, что

$$N_{\text{кнд}} = N_{\text{тнд}} \eta_{\text{м}} \quad \text{или} \quad G_{\text{в}} L_{\text{кнд}} = G_{\text{г.н}} L_{\text{тнд}} \eta_{\text{м}},$$

то есть $L_{\text{кнд}} = \bar{G}_{\text{г.н}} L_{\text{тнд}} \eta_{\text{м}}$, а $L_{\text{тнд}} = \frac{L_{\text{кнд}}}{\bar{G}_{\text{г.н}} \eta_{\text{м}}} = c_{p\text{г.н}} T_{\text{т.вд}}^* (1 - 1/e_{\text{тнд}}^*) \eta_{\text{тнд}}^*$.

$$\text{Тогда} \quad e_{\text{тнд}}^* = \frac{1}{\left(1 - \frac{L_{\text{тнд}}}{c_{p\text{г.н}} \eta_{\text{тнд}}^* T_{\text{т.вд}}^*}\right)} = \pi_{\text{тнд}}^* \frac{k_{\text{г.н}}^{-1}}{k_{\text{г.н}}},$$

откуда степень понижения давления газа в ТВД

$$\pi_{\text{ТНД}}^* = e_{\text{ТНД}}^* \frac{k_{\text{Г.Н}}}{k_{\text{Г.Н}} - 1}.$$

Полное давление за турбиной

$$p_{\text{Т}}^* = p_{\text{Т.ВД}}^* / \pi_{\text{ТНД}}^*.$$

Полная температура за турбиной

$$T_{\text{Т}}^* = T_{\text{Т.ВД}}^* - L_{\text{ТНД}}^* / c_{\text{pГ.Н}}.$$

Выходное устройство

Располагаемая степень понижения давления в сопле

$$\pi_{\text{с.р}} = \sigma_{\text{фк}} \sigma_{\text{рс}} p_{\text{Т}}^* / p, \quad \text{а} \quad e_{\text{с.р}} = \pi_{\text{с.р}} \frac{k_{\text{Г.Н}} - 1}{k_{\text{Г.Н}}}.$$

Скорость истечения газа из сопла на безфорсажном режиме при полном расширении газа в сопле

$$c_{\text{с}} = \varphi_{\text{с}} \sqrt{2c_{\text{pГ.Н}} T_{\text{Т}}^* \left(1 - \frac{1}{e_{\text{с.р}}}\right)},$$

Удельная тяга двигателя

$$P_{\text{уд}} = \bar{G}_{\text{Г.Н}} c_{\text{с}} - V.$$

Удельный расход топлива двигателя

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 g_{\text{Т}} (1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})}{P_{\text{уд}}}.$$

Если в качестве исходных данных задана тяга двигателя, то расход воздуха через двигатель

$$G_{\text{в}} = \frac{P}{P_{\text{уд}}},$$

а если задан расход воздуха, то тяга двигателя

$$P = G_{\text{в}} P_{\text{уд}}.$$

Часовой расход топлива

$$G_{\text{Т.ч}} = C_{\text{уд}} P.$$

1.3.2. Алгоритм термодинамического расчёта двухвального ТРДФ на форсажном режиме

Как известно, при включении форсажа режим работы турбокомпрессорного модуля должен оставаться неизменным [4]. Это исключает нарушение устойчивой работы компрессора и перегрев лопаток турбины из-за чрезмерного увеличения температуры. Для обеспечения указанного условия при включении форсажа полное давление за турбиной должно оставаться таким же, как и на максимальном режиме работы двигателя, т.е. $p_{\text{Т.ф}}^* = p_{\text{Т}}^*$. Это условие обеспечивается путём раскрытия створок критического сечения сопла при включении форсажа.

Располагаемая степень понижения давления в сопле

$$\pi_{с.р.ф} = \sigma_{фк.ф} \sigma_{рс.ф} p_T^* / p, \quad \text{а} \quad e_{с.ф} = \pi_{с.р.ф} \frac{k_{г.в}-1}{k_{г.в}}.$$

Скорость истечения газа из сопла на форсаже определяется по следующей формуле

$$c_{с.ф} = \varphi_{с.ф} \sqrt{2c_{рг.ф} T_{\phi}^* \left(1 - \frac{1}{e_{с.ф}}\right)}.$$

Здесь T_{ϕ}^* – полная температура газа на выходе из форсажной камеры, $\varphi_{с.ф}$ – коэффициент тяги сопла, который несколько ниже, чем на безфорсажном режиме, а $c_{рг.ф} = \frac{k_{г.ф}}{k_{г.ф}-1} R_{г.ф}$. Причём, из-за высокой температуры газов в форсажной камере значения показателя адиабаты и газовой постоянной должны соответствовать следующим величинам: $k_{г.ф} = 1,25$ и $R_{г.ф} = 288,5$ Дж/кг·К. Диапазоны значений коэффициентов сохранения полного давления в форсажной камере $\sigma_{фк.ф}$ и реактивном сопле $\sigma_{рс.ф}$ при включённом форсаже указаны в исходных данных.

Условная теплоёмкость общего процесса подвода теплоты в основной и форсажной камере сгорания двигателя [3]

$$c_{п.ф} = [0,883 + 0,000209 \cdot (T_{\phi}^* + 0,48T_{в}^*)], \text{ кДж/(кг}\cdot\text{К)}.$$

Относительный суммарный расход топлива в двигателе на форсаже

$$g_{т.ф} = \frac{G_{т} + G_{т.ф}}{G_{в} - G_{отб}} = \frac{c_{п.ф}(T_{\phi}^* - T_{в}^*)}{\eta_{г.ф} H_{и}},$$

где $G_{т}$ – расход топлива в основной камере сгорания, $G_{т.ф}$ – в форсажной камере сгорания, а $\eta_{г.ф}$ – общий коэффициент полноты сгорания топлива в основной и форсажной камере сгорания двигателя.

Суммарный часовой расход топлива в двигателе на форсаже

$$G_{т.ч.ф} = 3600 g_{т.ф} G_{в} (1 - g_{отб}).$$

Расход газа через критическое сечение сопла

$$G_{кр} = G_{в} - G_{отб} + G_{т} + G_{т.ф} = G_{в} (1 - g_{отб}) (1 + g_{т.ф}).$$

Удельная тяга двигателя форсаже

$$P_{уд.ф} = \frac{P_{\phi}}{G_{в.ф}} = \frac{G_{кр} c_{с.ф} - G_{в.ф} V}{G_{в.ф}}.$$

Так как при включении форсажа режим работы турбокомпрессорного модуля не меняется, то не меняется и расход воздуха через двигатель, т.е. $G_{в.ф} = G_{в}$. Тогда, используя выражение для $G_{кр}$, получим, что

$$P_{уд.ф} = \frac{G_{кр} c_{с.ф} - G_{в} V}{G_{в}} = (1 - g_{отб}) (1 + g_{т.ф}) c_{с.ф} - V.$$

Тяга двигателя на форсаже

$$P_{\phi} = G_{в} P_{уд.ф},$$

а удельный расход топлива $C_{уд.ф} = G_{т.ч.ф} / P_{\phi}$.

1.3.3. Параметры двухвального ТРДФ на расчётном режиме

$$\text{Приведенный расход воздуха} \quad G_{в.пр.р} = G_{в} \frac{101300}{p_{в}^*} \sqrt{\frac{T_{в}^*}{288}}.$$

Приведенный часовой расход топлива

$$G_{т.ч.пр.р} = G_{т.ч} \frac{101300}{p_b^*} \sqrt{\frac{288}{T_b^*}}$$

Приведенный часовой расход топлива на режиме форсажа

$$G_{т.ч.ф.пр.р} = G_{т.ч.ф} \frac{101300}{p_b^*} \sqrt{\frac{288}{T_b^*}}$$

Параметры газогенератора, который состоит из компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины высокого давления

$$\pi_{гг.р}^* = p_{т.вд}^*/p_{в.вд}^*, \quad \Delta_{гг.р}^* = T_{г}^*/T_{в.вд}^*, \quad \tau_{гг.р}^* = T_{т.вд}^*/T_{в.вд}^*$$

Степень повышения температуры в КНД $\tau_{кнд.р}^* = T_{в.вд}^*/T_{г}^*$

Параметры турбокомпрессорного модуля, который состоит из газогенератора, компрессора низкого давления и турбины низкого давления

$$\pi_{ткм.р}^* = p_t^*/p_b^*, \quad \Delta_{ткм.р}^* = T_{г}^*/T_b^*, \quad \tau_{ткм.р}^* = T_t^*/T_b^*$$

Глава 2. Расчёт характеристики компрессора высокого давления и построение рабочей линии на ней

2.1. Расчёт характеристики компрессора высокого давления

В данной методике расчёта параметров и характеристик ТРД может использоваться характеристика каскада компрессора, полученная экспериментальным путём или путём расчёта. В качестве примера здесь приведены результаты расчёта характеристики компрессора высокого давления с помощью программы РХК, разработанной профессором Фёдоровым Р.М. [6].

Расчёт характеристики компрессора высокого давления выполнен при следующих значениях его параметров на расчётном режиме:

$\pi_{квд.р}^*$	3,07	$u_{квд.пр}$	400	$q(\lambda_{к})_{вд.мак}$	0,85
$\eta_{квд.р}^*$	0,85	$F_{в.вд}/F_{к.вд}$	1,828	$\mu_{квд.р}$	0,35
$q(\lambda_{в})_{вд.р}$	0,7	$\Delta K_{в.вд}$	18,3		

Фрагмент этой характеристики в численном виде при значении приведенных оборотов $\bar{n}_{вд.пр} = 1,0$ и $0,95$ представлен в таблице 2.1, а в графическом виде вся характеристика – на рис. 2.1 и рис. 2.2.

Таблица 2.1. Фрагмент характеристики компрессора высокого давления в численном виде

$\bar{n}_{вд.пр} = 1,0$					$\bar{n}_{вд.пр} = 0,95$				
$q(\lambda_{в})_{вд}$	$\pi_{квд}^*$	$\eta_{квд}^*$	$\tau_{квд}^*$	$q(\lambda_{к})_{вд}$	$q(\lambda_{в})_{вд}$	$\pi_{квд}^*$	$\eta_{квд}^*$	$\tau_{квд}^*$	$q(\lambda_{к})_{вд}$
0,645	3,347	0,814	1,506	0,432	0,595	3,058	0,815	1,462	0,43
0,653	3,327	0,821	1,499	0,439	0,604	3,045	0,824	1,455	0,437

0,664	3,29	0,83	1,488	0,45	0,615	3,02	0,834	1,445	0,448
0,675	3,246	0,838	1,477	0,462	0,626	2,987	0,842	1,436	0,459
0,684	3,196	0,844	1,466	0,474	0,636	2,951	0,85	1,426	0,471
0,693	3,138	0,848	1,456	0,487	0,645	2,908	0,856	1,417	0,483
0,7	3,07	0,85	1,444	0,501	0,654	2,86	0,86	1,407	0,496
0,705	2,984	0,846	1,433	0,517	0,661	2,804	0,861	1,398	0,509
0,709	2,894	0,84	1,422	0,534	0,666	2,734	0,857	1,388	0,525
0,712	2,802	0,832	1,411	0,551	0,671	2,66	0,852	1,379	0,541
0,714	2,711	0,823	1,401	0,57	0,675	2,586	0,845	1,369	0,558
0,715	2,619	0,813	1,389	0,589	0,678	2,511	0,837	1,359	0,575
0,716	2,526	0,801	1,378	0,609	0,68	2,436	0,827	1,350	0,593
0,716	2,432	0,786	1,368	0,63	0,682	2,361	0,817	1,341	0,612
0,716	2,336	0,769	1,357	0,653	0,683	2,284	0,804	1,331	0,631
0,716	2,239	0,749	1,346	0,678	0,684	2,205	0,788	1,322	0,652
0,716	2,14	0,726	1,334	0,707	0,684	2,125	0,77	1,312	0,674
0,716	2,041	0,698	1,324	0,738	0,684	2,044	0,749	1,303	0,698
0,716	1,94	0,667	1,313	0,773	0,684	1,961	0,724	1,293	0,725
0,716	1,838	0,63	1,302	0,813	0,684	1,877	0,695	1,284	0,754
0,716	1,751	0,594	1,292	0,85	0,684	1,792	0,662	1,274	0,787

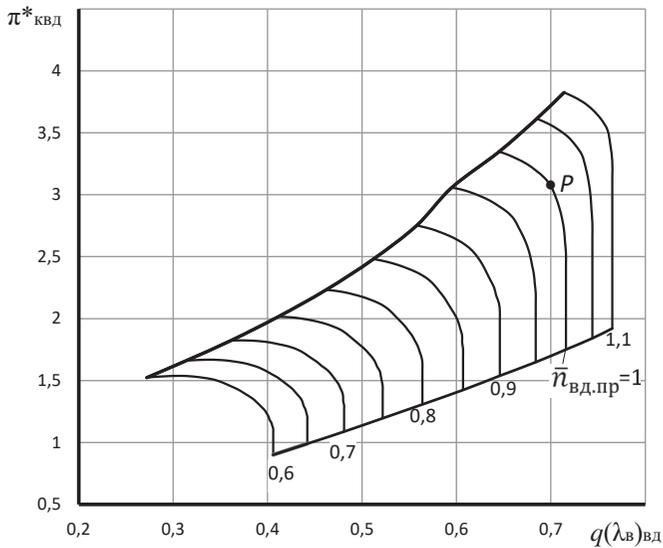


Рис. 2.1. Характеристика компрессора высокого давления

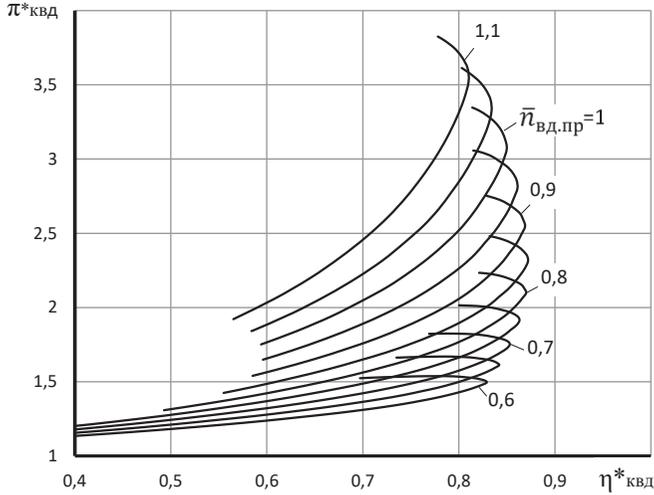


Рис. 2.2. Характеристика компрессора высокого давления

2.2. Построение рабочей линии на характеристике компрессора высокого давления

Уравнение рабочей линии на характеристике компрессора высокого давления, т.е. уравнение совместных режимов работы компрессора, камеры сгорания и турбины высокого давления, при условии, что турбина высокого давления заперта критическим сечением первого соплового аппарата турбины низкого давления (т.е. $\pi_{твд}^* = \text{const}$), имеет вид

$$\frac{\pi_{к.вд}^*}{q(\lambda_{в})_{вд}} = C \sqrt{\frac{e_{к.вд}^* - 1}{\eta_{к.вд}^*}}.$$

В него входят только параметры КВД, характеризующие режим работы компрессора и имеющиеся на его характеристике.

Используя это уравнение и заданную характеристику компрессора, можно найти на ней положение рабочих точек на напорных ветках при различных значениях $\bar{n}_{вд.пр}$ и, таким образом, определить положение рабочей линии на его характеристике.

Порядок определения положения рабочей точки на выбранной напорной ветке компрессора следующий.

– из вычисленной характеристики компрессора и представленной в численном виде (см. таблицу типа 2.1) при заданном значении $\bar{n}_{вд.пр}$ необходимо выбрать массив значений параметров $q(\lambda_{в})_{вд}$, $\pi_{к.вд}^*$ и $\eta_{к.вд}^*$ вдоль напорной ветки;

– вычислить константу $C = \frac{\pi_{к.вд}^*}{q(\lambda_{вд})} \sqrt{\frac{e_{к.вд}^* - 1}{\eta_{к.вд}^*}}$

в каждой точке этой напорной ветки. Таким образом, становится известной зависимость параметров компрессора [$q(\lambda_{вд})$, $\pi_{к.вд}^*$ и $\eta_{к.вд}^*$] от константы C в каждой точке этой напорной ветки, как это графически представлено на рис. 2.3 и 2.4.

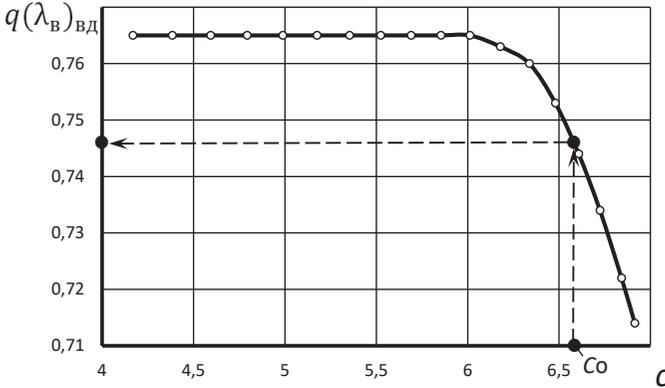


Рис. 2.3. Порядок графического определения значений $q(\lambda_{вд})$ в рабочей точке на напорной ветке компрессора при $\bar{n}_{вд,пр} = 1,1$

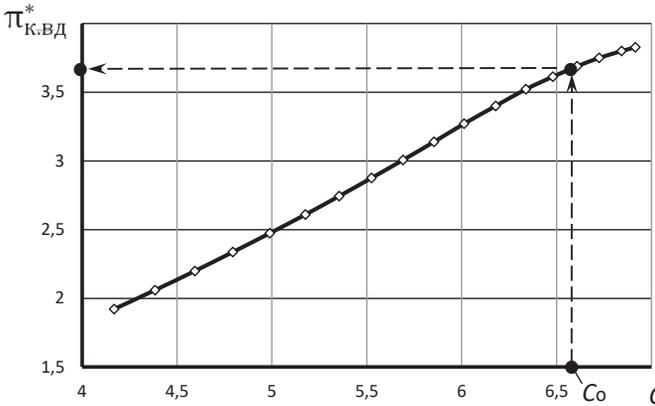


Рис. 2.4. Порядок графического определения значения $\pi_{к.вд}^*$ в рабочей точке на напорной ветке компрессора при $\bar{n}_{вд,пр} = 1,1$

– далее по этой зависимости путём интерполяции (используя массив значений параметров $q(\lambda_{вд})$, $\pi_{к.вд}^*$ и $\eta_{к.вд}^*$ вдоль выбранной напорной ветки) или графически (как это показано на рис. 2.3 и рис. 2.4) следует определить пара-

метры компрессора $q(\lambda_{в})_{вд}$, $\pi_{к.вд}^*$ и $\eta_{к.вд}^*$ в рабочей точке на выбранной напорной ветке при условии, что в этой точке значение $C = C_0$.

Константа

$$C_0 = \frac{\pi_{к.вд.р}^*}{q(\lambda_{в})_{вд.р}} \sqrt{\frac{e_{к.вд.р}^* - 1}{\eta_{к.вд.р}^*}}$$

вычисляется на расчётном режиме работы компрессора по его параметрам на этом режиме, т.е. в точке «Р» (рис. 2.1).

Далее необходимо повторить аналогичный расчёт при других значениях $\bar{n}_{вд.пр}$ и по полученным результатам построить рабочую линию на характеристике компрессора (рис. 2.5).

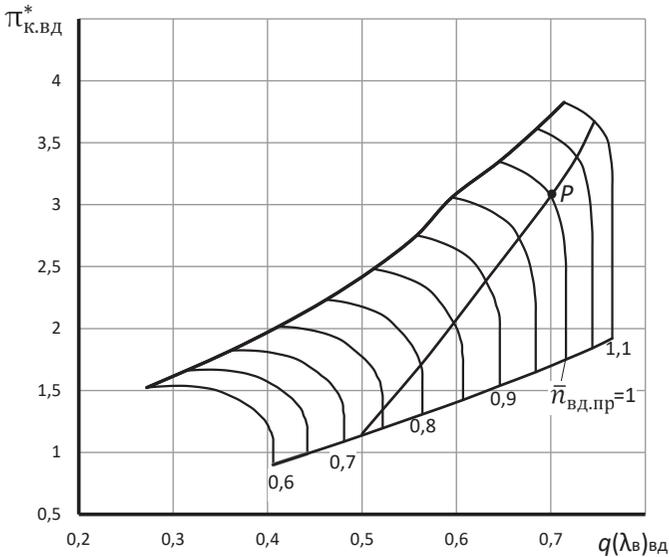


Рис. 2.5. Характеристика компрессора высокого давления с рабочей линией

Координаты рабочей линии КВД представлены в табл. 2.2.

Таблица 2.2. Координаты рабочей линии КВД

$\bar{n}_{вд.пр}$	$q(\lambda_{в})_{вд}$	$\pi_{к.вд}^*$	$\eta_{к.вд}^*$
0,720	0,500	1,150	0,420
0,750	0,522	1,346	0,576
0,800	0,562	1,706	0,775
0,850	0,597	2,045	0,837

0,900	0,631	2,384	0,855
0,950	0,666	2,730	0,857
1,000	0,700	3,070	0,850
1,050	0,727	3,384	0,833
1,100	0,746	3,671	0,804

Характер изменения параметров КВД вдоль его рабочей линии в зависимости от приведенных оборотов представлен на рис. 2.6, а в относительном виде – на рис. 2.7. На этом рисунке относительные параметры определены как отношение значения параметра при заданном значении $\bar{n}_{\text{ВД,пр}}$ к его значению на расчётном режиме, т.е.

$$\bar{q}(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}} = q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}/q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД,р}}, \quad \bar{\pi}_{\text{к.ВД}}^* = \pi_{\text{к.ВД}}^*/\pi_{\text{к.ВД,р}}^*, \quad \bar{\eta}_{\text{к.ВД}}^* = \eta_{\text{к.ВД}}^*/\eta_{\text{к.ВД,р}}^* .$$

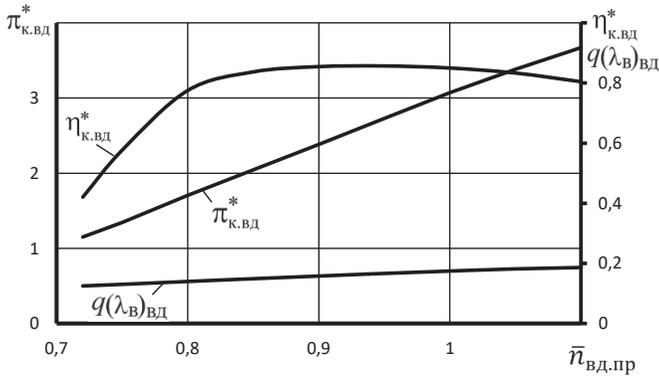


Рис. 2.6. Изменение параметров компрессора высокого давления вдоль рабочей линии

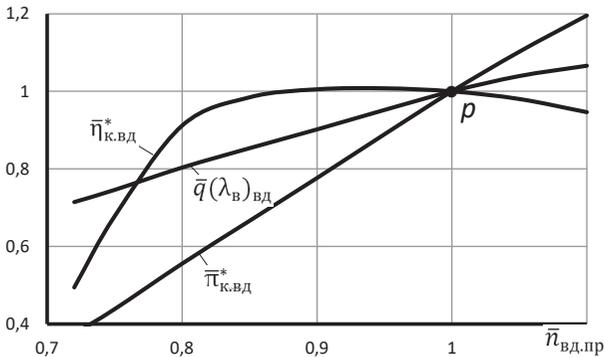


Рис. 2.7. Изменение относительных параметров компрессора высокого давления вдоль рабочей линии

Глава 3. Определение параметров и характеристик газогенератора

3.1. Определение параметров газогенератора

В состав газогенератора двухвального одноконтурного ТРД входит компрессор высокого давления, камера сгорания и турбина высокого давления.

После определения положения рабочей линии на характеристике компрессора высокого давления расчет параметров газогенератора сводится к следующему.

а) Степень повышения полного давления в газогенераторе

При принятом выше допущении о постоянстве $\pi_{ТВД}^*$ и постоянном значении $\sigma_{КС}$ степень повышения давления в газогенераторе

$$\pi_{ГГ}^* = \frac{p_{Г.ВД}^*}{p_{В.ВД}^*} = \frac{p_{В.ВД}^* \pi_{К.ВД}^* \sigma_{КС}}{p_{В.ВД}^* \pi_{ТВД}^*} = \frac{\pi_{К.ВД}^* \sigma_{КС}}{\pi_{ТВД}^*}$$

оказывается пропорциональной $\pi_{К.ВД}^*$, т.е.

$$\pi_{ГГ}^* = \text{const} \cdot \pi_{К.ВД}^*$$

Записав это выражение для произвольного и расчетного значения $\bar{n}_{ВД,пр}$, т.е.

$$\pi_{ГГ}^* = \text{const} \cdot \pi_{К.ВД}^* \quad \text{и} \quad \pi_{ГГ,р}^* = \text{const} \cdot \pi_{К.ВД,р}^*$$

и разделив их друг на друга, получим, что для произвольного значения $\bar{n}_{ВД,пр}$

$$\pi_{ГГ}^* = \pi_{ГГ,р}^* \frac{\pi_{К.ВД}^*}{\pi_{К.ВД,р}^*},$$

где индекс "р" относится к расчетному режиму работы газогенератора.

б) Относительная полная температура газа перед турбиной

Из уравнения баланса расходов через КВД, камеру сгорания и турбину высокого давления, записанного в виде

$$\frac{\pi_{К.ВД}^*}{q(\lambda_{в})_{ВД}} = A \sqrt{\frac{T_{Г}^*}{T_{В.ВД}^*}} = A \sqrt{\Delta_{ГГ}^*},$$

где $A = \text{const}$, следует, что относительная полная температура в газогенераторе

$$\Delta_{ГГ}^* = \frac{T_{Г}^*}{T_{В.ВД}^*} \quad \text{при изменении } \bar{n}_{ВД,пр} \quad \text{изменяется пропорционально } \left(\frac{\pi_{К.ВД}^*}{q(\lambda_{в})_{ВД}} \right)^2.$$

Запишем это выражение и для расчетного режима работы газогенератора

$$\frac{\pi_{К.ВД,р}^*}{q(\lambda_{в})_{ВД,р}} = A \sqrt{\Delta_{ГГ,р}^*}.$$

Разделив их друг на друга, получим, что при произвольном значении $\bar{n}_{ВД,пр}$

$$\Delta_{ГГ}^* = \Delta_{ГГ,р}^* \left(\frac{\pi_{К.ВД}^*}{\pi_{К.ВД,р}^*} \right)^2 \left(\frac{q(\lambda_{в})_{ВД,р}}{q(\lambda_{в})_{ВД}} \right)^2.$$

в) Степень повышения полной температуры в газогенераторе

Степень повышения полной температуры в газогенераторе

$$\tau_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{T_{\Gamma,ВД}^*}{T_{\Gamma,ВД}^*}.$$

Помножив и разделив это выражение на T_{Γ}^* , получим

$$\tau_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma,ВД}^*} \frac{T_{\Gamma,ВД}^*}{T_{\Gamma}^*} = \Delta_{\Gamma\Gamma}^* \frac{T_{\Gamma,ВД}^*}{T_{\Gamma}^*}.$$

При постоянном $\pi_{\Gamma,ВД}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\Gamma,ВД}^*}$ отношение полных давлений перед и за турбиной высокого давления также постоянно. Следовательно, сохраняется постоянным и отношение температур $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma,ВД}^*}$, т.е. $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma,ВД}^*} = \frac{T_{\Gamma,р}^*}{T_{\Gamma,ВД,р}^*} = \text{const}$.

Тогда

$$\tau_{\Gamma\Gamma}^* = \text{const} \Delta_{\Gamma\Gamma}^*.$$

Записав это выражение и для расчётного режима работы газогенератора в виде $\tau_{\Gamma\Gamma,р}^* = \text{const} \Delta_{\Gamma\Gamma,р}^*$ и разделив их друг на друга, получим, что

$$\tau_{\Gamma\Gamma}^* = \tau_{\Gamma\Gamma,р}^* \frac{\Delta_{\Gamma\Gamma}^*}{\Delta_{\Gamma\Gamma,р}^*}.$$

3.2. Характеристики газогенератора

Используя значения параметров компрессора вдоль его рабочей линии (табл. 2.2) и полученные выше формулы, можно рассчитать характеристики газогенератора (таблица 3.1 и рис. 3.1), т.е.

$$\pi_{\Gamma\Gamma}^* = f_1(\bar{n}_{\text{ВД,пр}}), \quad \tau_{\Gamma\Gamma}^* = f_2(\bar{n}_{\text{ВД,пр}}), \quad \Delta_{\Gamma\Gamma}^* = f_3(\bar{n}_{\text{ВД,пр}}),$$

и его характеристики в относительном виде (таблица 3.2 и рис. 3.2), т.е.

$$\bar{\pi}_{\Gamma\Gamma}^* = \varphi_1(\bar{n}_{\text{ВД,пр}}), \quad \bar{\tau}_{\Gamma\Gamma}^* = \varphi_2(\bar{n}_{\text{ВД,пр}}), \quad \bar{\Delta}_{\Gamma\Gamma}^* = \varphi_3(\bar{n}_{\text{ВД,пр}}),$$

Здесь относительные величины

$$\bar{\pi}_{\Gamma\Gamma}^* = \pi_{\Gamma\Gamma}^* / \pi_{\Gamma\Gamma,р}^*, \quad \bar{\tau}_{\Gamma\Gamma}^* = \tau_{\Gamma\Gamma}^* / \tau_{\Gamma\Gamma,р}^*, \quad \bar{\Delta}_{\Gamma\Gamma}^* = \Delta_{\Gamma\Gamma}^* / \Delta_{\Gamma\Gamma,р}^*,$$

где $\pi_{\Gamma\Gamma,р}^*$, $\tau_{\Gamma\Gamma,р}^*$, $\Delta_{\Gamma\Gamma,р}^*$ – расчётные значения этих параметров, вычисленные выше в процессе термодинамического расчета двигателя.

Таблица 3.1. Характеристики газогенератора в абсолютном виде

$\bar{n}_{\text{ВД,пр}}$	$\pi_{\Gamma\Gamma}^*$	$\Delta_{\Gamma\Gamma}^*$	$\tau_{\Gamma\Gamma}^*$
0,720	0,565	0,824	0,713
0,750	0,661	1,035	0,896
0,800	0,838	1,433	1,241
0,850	1,004	1,826	1,581
0,900	1,171	2,222	1,924
0,950	1,341	2,615	2,263
1,000	1,508	2,996	2,593
1,050	1,662	3,370	2,917
1,100	1,803	3,770	3,264

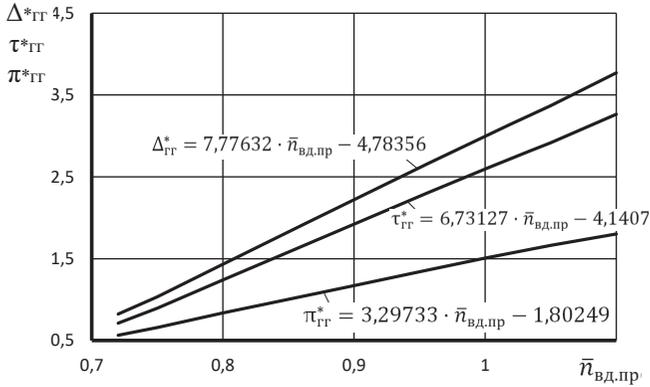


Рис. 3.1. Характеристики газогенератора

На рис. 3.1. также представлены линейные уравнения, которые с высокой точностью аппроксимируют эти зависимости.

Таблица 3.2. Характеристики газогенератора в относительном виде

$\bar{n}_{ВД.пр}$	$\bar{\pi}_{\Gamma\Gamma}^*$	$\bar{\Delta}_{\Gamma\Gamma}^*$	$\bar{\tau}_{\Gamma\Gamma}^*$
0,720	0,375	0,275	0,275
0,750	0,438	0,346	0,346
0,800	0,556	0,478	0,478
0,850	0,666	0,610	0,610
0,900	0,777	0,742	0,742
0,950	0,889	0,873	0,873
1,000	1,000	1,000	1,000
1,050	1,102	1,125	1,125
1,100	1,196	1,258	1,258

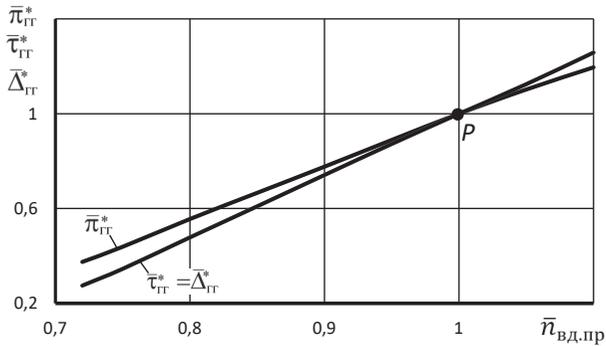


Рис. 3.2. Характеристики газогенератора в относительном виде

Глава 4. Расчёт характеристики и построение рабочей линии на характеристике КНД

4.1. Расчёт характеристики КНД

Как и при расчёте характеристики КВД, здесь в качестве примера приведены результаты расчёта характеристики компрессора низкого давления с помощью программы РХК, разработанной профессором Фёдоровым Р.М. [6].

Этот расчёт выполнен при следующих значениях параметров компрессора на расчётном режиме:

$\pi_{\text{кнд,р}}^*$	2,9	$u_{\text{к.нд.пр}}$	400	$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд,мак}}$	0,9
$\eta_{\text{кнд,р}}^*$	0,84	$F_{\text{в}}/F_{\text{к.нд}}$	1,76	$\mu_{\text{кнд,р}}$	0,35
$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{нд,р}}$	0,85	$\Delta K_{\text{в.нд}}$	18,5		

Фрагмент этой характеристики в численном виде при значении приведенных оборотов $\bar{n}_{\text{нд,пр}} = 1,0$ и $0,95$ представлен в таблице 4.1, а в графическом виде вся характеристика – на рис. 4.1 и рис. 4.2.

Таблица 4.1. Фрагмент характеристики КНД в численном виде

$\bar{n}_{\text{нд,пр}} = 0,95$					$\bar{n}_{\text{нд,пр}} = 1,0$				
$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{нд}}$	$\pi_{\text{кнд}}^*$	$\eta_{\text{кнд}}^*$	$\tau_{\text{кнд}}^*$	$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$	$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{нд}}$	$\pi_{\text{кнд}}^*$	$\eta_{\text{кнд}}^*$	$\tau_{\text{кнд}}^*$	$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$
0,722	2,882	0,791	1,446	0,53	0,779	3,151	0,792	1,490	0,531
0,73	2,879	0,798	1,442	0,536	0,785	3,146	0,797	1,486	0,536
0,744	2,868	0,811	1,433	0,547	0,799	3,123	0,809	1,475	0,547
0,757	2,847	0,822	1,424	0,559	0,812	3,092	0,818	1,465	0,559
0,769	2,821	0,831	1,415	0,571	0,823	3,056	0,827	1,455	0,572
0,781	2,789	0,839	1,406	0,584	0,834	3,012	0,834	1,444	0,585
0,791	2,752	0,845	1,397	0,598	0,843	2,961	0,838	1,434	0,6
0,8	2,709	0,85	1,388	0,612	0,85	2,9	0,84	1,423	0,615
0,808	2,659	0,851	1,379	0,628	0,855	2,821	0,836	1,413	0,634
0,813	2,595	0,847	1,370	0,646	0,858	2,738	0,829	1,402	0,653
0,818	2,527	0,841	1,361	0,664	0,86	2,654	0,821	1,392	0,673
0,821	2,458	0,834	1,351	0,683	0,862	2,569	0,811	1,382	0,694
0,824	2,389	0,825	1,342	0,703	0,863	2,484	0,8	1,371	0,716
0,826	2,319	0,815	1,333	0,724	0,863	2,398	0,787	1,361	0,739
0,827	2,249	0,803	1,325	0,745	0,863	2,31	0,772	1,350	0,764
0,827	2,177	0,789	1,315	0,767	0,863	2,221	0,754	1,340	0,791
0,827	2,103	0,773	1,306	0,791	0,863	2,13	0,733	1,329	0,822
0,827	2,028	0,753	1,297	0,817	0,863	2,037	0,708	1,318	0,856
0,827	1,951	0,73	1,288	0,846	0,863	1,943	0,678	1,308	0,894
0,827	1,873	0,704	1,279	0,878	0,863	1,929	0,674	1,306	0,9
0,827	1,825	0,686	1,273	0,9					

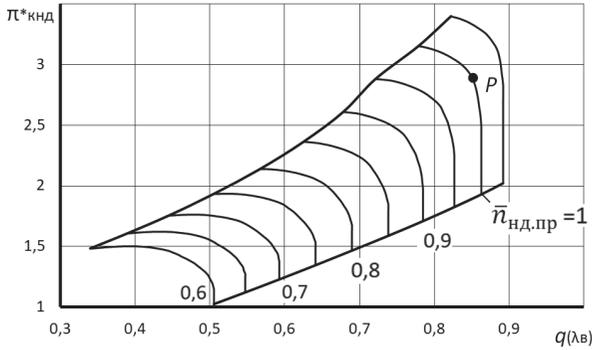


Рис. 4.1. Характеристика компрессора низкого давления

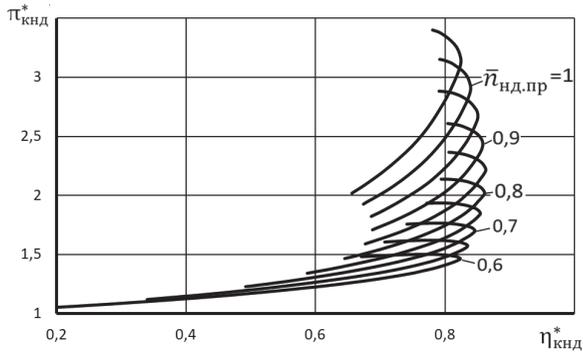


Рис. 4.2. Характеристика компрессора низкого давления

4.2. Определение режимов совместной работы элементов турбокомпрессорного модуля ТРДФ.

Построение рабочей линии на характеристике КНД

Турбокомпрессорным модулем (ТКМ) ТРДФ называется совокупность газогенератора и турбовентилятора (т.е. КНД и ТНД).

Расчет режимов совместной работы элементов ТКМ ТРДФ выполняется при условии, что располагаемый перепад давлений в сопле на основных эксплуатационных режимах сверхкритический, а расширение в сопле полное. Это достигается соответствующим регулированием сопла.

На форсажных режимах поддерживается тот же режим работы турбокомпрессорного модуля, что и при выключенной форсажной камере.

Для определения режимов совместной работы турбовентилятора и газогенератора необходимо определить положение рабочих точек на заранее задан-

ной характеристике КНД для каждого значения приведенной частоты вращения газогенератора $\bar{n}_{ВД.пр}$. Этот расчёт производится следующим образом.

Условия совместной работы турбоventилиатора и газогенератора ТРДФ определяются следующей системой уравнений [4, 8]:

$$\left. \begin{aligned} G_{к.нд} &= G_{в.вд} \\ N_{кнд} &= N_{тнд} \eta_M \end{aligned} \right\}$$

Первое уравнение выражает баланс расходов воздуха на выходе из КНД и на входе в газогенератор, а второе – баланс мощностей КНД и ТНД.

Далее режим работы КНД для каждого значения приведенной частоты вращения одновального газогенератора $\bar{n}_{вд.пр}$ может быть найден следующим образом.

1. По характеристике газогенератора (табл. 3.1 или рис. 3.1) при всех значениях $\bar{n}_{вд.пр}$ определяются значения $\tau_{гг}^*$.

2. Определяется относительная плотность тока на выходе из КНД $q(\lambda_{к})_{нд}$ из уравнения баланса расходов воздуха в сечении *кНД-кНД* на выходе из КНД и в сечении *вВД-вВД* на входе в газогенератор, т.е. в КВД (рис. 1.1)

$$G_{к.нд} = G_{в.вд},$$

$$\text{где } G_{к.нд} = m_v \frac{p_{к.нд}^*}{\sqrt{T_{к.нд}^*}} q(\lambda_{к})_{нд} F_{к.нд}, \quad G_{в.вд} = m_v \frac{p_{в.вд}^*}{\sqrt{T_{в.вд}^*}} q(\lambda_{в})_{вд} F_{в.вд}.$$

Учитывая, что $p_{в.вд}^* = \sigma_{пк} p_{к.нд}^*$, а $T_{в.вд}^* = T_{к.нд}^*$, получим

$$q(\lambda_{к})_{нд} = \text{const } q(\lambda_{в})_{вд}.$$

Записав это выражение также и для расчётного режима работы двигателя в виде

$$q(\lambda_{к})_{нд.р} = \text{const } q(\lambda_{в})_{вд.р}$$

и разделив их друг на друга, окончательно имеем

$$q(\lambda_{к})_{нд} = \frac{q(\lambda_{к})_{нд.р}}{q(\lambda_{в})_{вд.р}} q(\lambda_{в})_{вд}.$$

3. Для определения положения рабочей точки на характеристике КНД при данном значении $\bar{n}_{вд.пр}$ также необходимо определить значение $\tau_{кнд}^*$. Оно определяется из следующего уравнения баланса мощностей КНД и ТНД

$$N_{кнд} = N_{тнд} \eta_M \quad \text{или} \quad G_{в} L_{кнд} = G_{г.н} L_{тнд} \eta_M,$$

$$\text{где } G_{г.н} = G_{г.в} + G_{охл} = G_{в} (\bar{G}_{г.в} + g_{охл}) = G_{в} \bar{G}_{г.н}.$$

Здесь $\bar{G}_{г.в} = \frac{G_{г.в}}{G_{в}} = (1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_{т})$ – относительный расход газа через ТВД, а $\bar{G}_{г.н} = \frac{G_{г.н}}{G_{в}} = \bar{G}_{г.в} + g_{охл}$ – относительный расход газа через ТНД.

$$\text{Таким образом, } L_{кнд} = \bar{G}_{г.н} L_{тнд} \eta_M.$$

Записав значения работ КНД и ТНД через газодинамические параметры, получим

$$c_p T_v^* (\tau_{кнд}^* - 1) = \bar{G}_{г.н} c_{pg} T_{т.вд}^* (1 - 1/e_{тнд}^*) \eta_{тнд}^*.$$

Так как предполагается, что располагаемый перепад давлений в сопле на основных эксплуатационных режимах сверхкритический, то ТНД заперта кри-

тическим сечением сопла. Поэтому степень понижения давления в ней $\pi_{\text{ТНД}}^*$ и $e_{\text{ТНД}}^* = \pi_{\text{ТНД}}^* \frac{k_{\text{г.н}} - 1}{k_{\text{г.н}}}$, а также $\eta_{\text{ТНД}}^*$ постоянны. Учтём также, что $T_{\text{Т.ВД}}^* = T_{\text{В.ВД}}^* \tau_{\text{ГГ}}^*$.

Тогда $(\tau_{\text{КНД}}^* - 1) = \text{const } T_{\text{В.ВД}}^* / T_{\text{В}}^* \cdot \tau_{\text{ГГ}}^*$, где $T_{\text{В.ВД}}^* / T_{\text{В}}^* = \tau_{\text{КНД}}^*$.

Значит, $(\tau_{\text{КНД}}^* - 1) = \text{const } \tau_{\text{КНД}}^* \tau_{\text{ГГ}}^*$.

Запишем последнее равенство также и для расчётного режима работы двигателя, т.е. $(\tau_{\text{КНД.р}}^* - 1) = \text{const } \tau_{\text{КНД.р}}^* \tau_{\text{ГГ.р}}^*$

После деления их друг на друга, окончательно имеем

$$\tau_{\text{КНД}}^* = \frac{1}{1 - B \tau_{\text{ГГ}}^*}, \quad \text{где } B = \frac{\tau_{\text{КНД.р}}^* - 1}{\tau_{\text{КНД.р}}^* \tau_{\text{ГГ.р}}^*}.$$

Расчётные значения $\tau_{\text{КНД.р}}^*$ и $\tau_{\text{ГГ.р}}^*$ определены в процессе термодинамического расчёта двигателя.

4. Далее для построения рабочей линии на характеристике КНД необходимо его характеристику построить в координатах

$$\tau_{\text{КНД}}^* = f[\bar{n}_{\text{нд.пр}}, q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}].$$

Все необходимые данные для этого построения получены при расчёте его характеристики (табл. 4.1), а сама характеристика в этих координатах представлена на рис. 4.3.

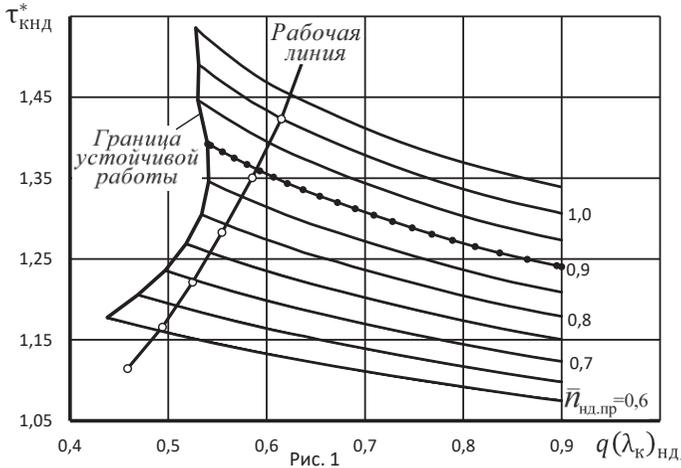


Рис. 4.3. Характеристика КНД в координатах

$$\tau_{\text{КНД}}^* = f[\bar{n}_{\text{нд.пр}}, q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}]$$

5. По полученным выше формулам для $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$ и $\tau_{\text{КНД}}^*$ в виде

$$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}} = \frac{q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд.р}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд.р}}} q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}} \quad \text{и} \quad \tau_{\text{КНД}}^* = \frac{1}{1 - B \tau_{\text{ГГ}}^*}$$

следует вычислить эти значения во всём диапазоне изменения $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$. Зависимость $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$ от $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ представлена выше в табл. 2.2, а зависимость $\tau_{\text{ГГ}}^*$ от $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ – в табл. 3.1. Значения $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд.р}}$ и $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд.р}}$ определены при расчёте ха-

рактик КНД и КВД (табл. 4.1 и табл. 2.1 соответственно). В этих таблицах значения параметров компрессора на расчётном режиме выделены жирным шрифтом.).

Результаты этих расчётов приведены в табл. 4.2 и на рис. 4.4.

Таблица 4.2. Зависимость $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$ и $\tau_{\text{кнд}}^*$ от $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$

$\bar{n}_{\text{вд.пр}}$	$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$	$\tau_{\text{кнд}}^*$
0,720	0,439	1,089
0,750	0,459	1,115
0,800	0,494	1,166
0,850	0,525	1,221
0,900	0,555	1,283
0,950	0,585	1,351
1,000	0,615	1,423
1,050	0,639	1,503
1,100	0,655	1,598

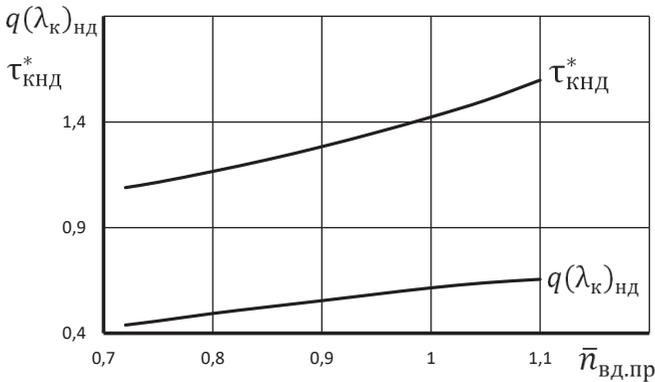


Рис. 4.4. Зависимость $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$ и $\tau_{\text{кнд}}^*$ от $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$

По результатам этих расчётов на характеристике КНД (рис. 4.3) построена рабочая линия в виде зависимости

$$\tau_{\text{кнд}}^* = f[q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}].$$

Следует отметить, что положение рабочей линии на характеристике КНД определяется свойствами газогенератора, т.е. пропускной способностью его компрессора $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$, степенью подогрева в нём $\tau_{\text{гг}}^$ и расчётными значениями $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд.р}}$ и $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд.р}}$.*

6. Следующим шагом является определение значений $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$, $\tau_{\text{кнд}}^*$, $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ и $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ во всех точках пересечения рабочей линии с напорными кривыми КНД (рис. 4.3). Это действие можно выполнить вручную, что весьма затруднительно

и не точно. Целесообразнее аппроксимировать рабочую линию и напорные ветки КНД полиномами с высокой точностью и отыскивать аналитически значения указанных выше параметров при каждом значении $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ как общую точку пересечения этих полиномов.

Результаты таких расчётов представлены в табл. 4.3 и рис. 4.5.

Таблица 4.3. Зависимость $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$, $\tau_{\text{кнд}}^*$ и $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ от $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$

$\bar{n}_{\text{нд.пр}}$	$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$	$\tau_{\text{кнд}}^*$	$\bar{n}_{\text{вд.пр}}$
0,6	0,491	1,161	0,796
0,65	0,509	1,192	0,822
0,7	0,527	1,224	0,852
0,75	0,543	1,258	0,880
0,8	0,559	1,293	0,906
0,85	0,575	1,327	0,932
0,9	0,590	1,361	0,956
0,95	0,604	1,394	0,979
1	0,616	1,424	1,000
1,05	0,626	1,453	1,019

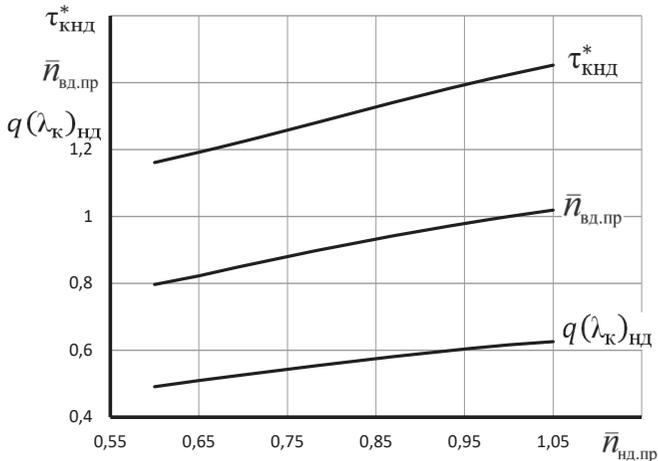


Рис. 4.5. Зависимость $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$, $\tau_{\text{кнд}}^*$ и $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ от $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$

7. Выполнив рассмотренные в предыдущем подпункте расчёты при различных значениях $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$, можно определить значения $\tau_{\text{кнд}}^*$ и $q(\lambda_{\text{в}})$ вдоль рабочей линии на характеристике КНД в обычных координатах (рис. 4.1). Для этого, используя характеристику КНД, представленную в численном виде в табл. 4.1, необходимо построить её в виде двух графиков (рис. 4.6 и 4.7):

$$\tau_{\text{кнд}}^* = f[\bar{n}_{\text{нд.пр}}, q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}] \quad \text{и} \quad q(\lambda_{\text{в}}) = f[\bar{n}_{\text{нд.пр}}, q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}].$$

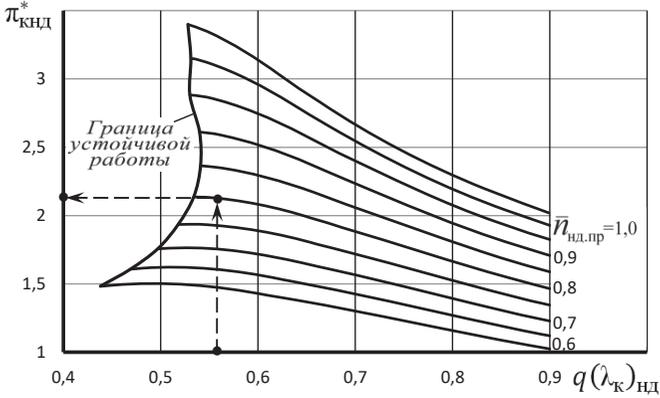


Рис. 4.6. Характеристика КНД в координатах
 $\pi_{\text{кнд}}^* = f[\bar{n}_{\text{нд.пр}}, q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}]$

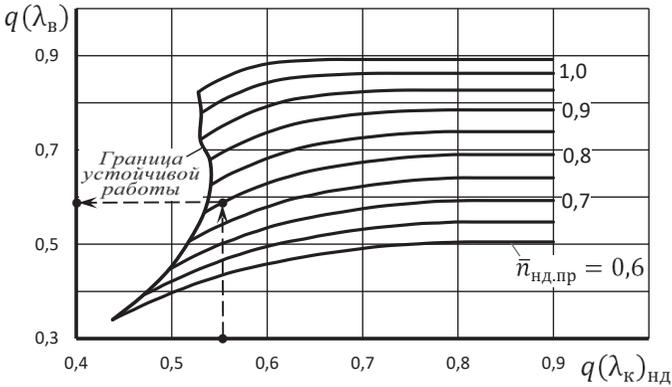


Рис. 4.7. Характеристика КНД в координатах
 $q(\lambda_{\text{в}}) = f[\bar{n}_{\text{нд.пр}}, q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}]$

Используя ранее определённую зависимость $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}} = f(\bar{n}_{\text{нд.пр}})$ (см. табл. 4.3), значения $\pi_{\text{кнд}}^*$ и $q(\lambda_{\text{в}})$ можно определить графически при каждом значении $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$ и $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$, как это показано на рис. 4.6 и 4.7. Однако это весьма трудоёмкий процесс, дающий не совсем точные результаты. Целесообразнее, как уже отмечалось выше, аппроксимировать каждую напорную ветку на рис. 4.6 и 4.7 полиномами с высокой точностью и определять значения $\pi_{\text{кнд}}^*$ и $q(\lambda_{\text{в}})$ по известным значениям $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}} = f(\bar{n}_{\text{нд.пр}})$ из табл. 4.3.

Примечание. Зависимость $q(\lambda_B) = f(\bar{n}_{нд.пр})$ можно определить и аналитически, используя баланс расходов воздуха на входе в КНД и на выходе из него, т.е. $G_B = G_{к.нд}$. Отсюда следует, что

$$q(\lambda_B) = \frac{\pi_{кнд}^*}{\sqrt{\tau_{кнд}^*} F_B / F_{к.нд}} q(\lambda_{к})_{нд}.$$

Здесь $\pi_{кнд}^*$, $\tau_{кнд}^*$ и $q(\lambda_{к})_{нд}$ при различных значениях $\bar{n}_{нд.пр}$ уже определены выше, а отношение площадей на входе в КНД и на выходе из него $F_B / F_{к.нд}$ задано в качестве исходных данных перед расчётом характеристики КНД.

Характеристика КНД с рабочей линией в обычных координатах представлена на рис. 4.8.

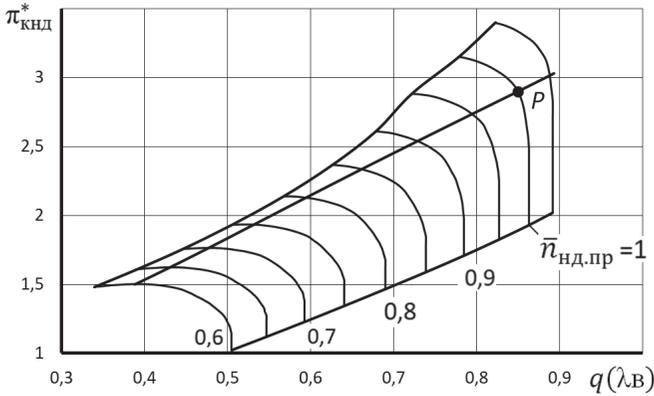


Рис. 4.8. Характеристика КНД с рабочей линией

Значения абсолютных и относительных параметров КНД в точках рабочей линии представлены в табл. 4.4, а характер их изменения – на рис. 4.9 и 4.10.

Таблица 4.4. Значения абсолютных и относительных параметров КНД в точках рабочей линии

$\bar{n}_{нд.пр}$	$\pi_{кнд}^*$	$q(\lambda_B)$	$\tau_{кнд}^*$	$\bar{\pi}_{кнд}^*$	$\bar{q}(\lambda_B)$	$\bar{\tau}_{кнд}^*$	$\Delta \bar{K}_{у.кнд}$
0,600	1,500	0,388	1,161	0,517	0,457	0,816	0,692
0,650	1,620	0,429	1,192	0,559	0,505	0,837	0,498
0,700	1,765	0,477	1,224	0,609	0,561	0,860	0,351
0,750	1,940	0,534	1,258	0,669	0,628	0,883	0,279
0,800	2,135	0,596	1,293	0,736	0,701	0,908	0,284
0,850	2,340	0,663	1,327	0,807	0,780	0,932	0,379
0,900	2,545	0,731	1,361	0,878	0,860	0,956	0,562
0,950	2,740	0,796	1,394	0,945	0,936	0,979	0,860
1,000	2,900	0,850	1,424	1,000	1,000	1,000	1,000
1,050	3,030	0,894	1,453	1,045	1,051	1,020	1,171

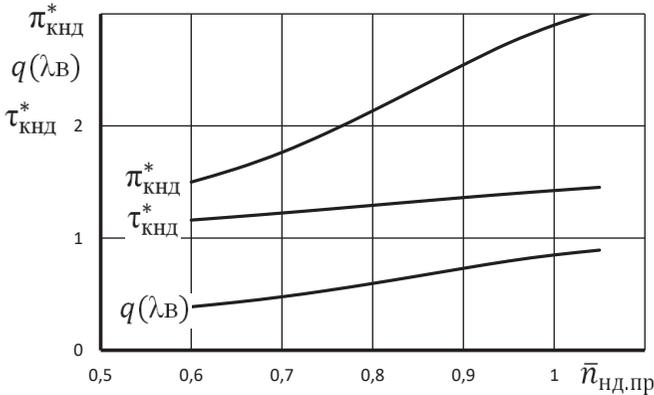


Рис. 4.9. Изменение абсолютных параметров КНД вдоль рабочей линии

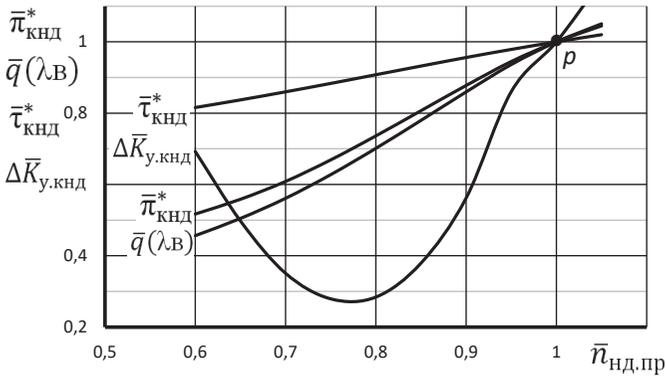


Рис. 4.10. Изменение относительных параметров КНД вдоль рабочей линии

Глава 5. Определение параметров и характеристик турбокомпрессорного модуля

5.1. Определение параметров турбокомпрессорного модуля

Напомним, что в этой методике турбокомпрессорным модулем называется совокупность газогенератора, КНД и ТНД.

Параметрами турбокомпрессорного модуля являются:

– **степень повышения полного давления**, равная отношению полного давления за турбиной низкого давления (ТНД) к полному давлению на входе в КНД, т.е.

$$p_{\text{ТКМ}}^* = p_{\text{Т.нд}}^* / p_{\text{в}}^* = \pi_{\text{КНД}}^* \pi_{\text{ТГ}}^* / \pi_{\text{Тнд,р}}^*$$

где $\pi_{\text{ТНД,р}}^*$ – степень понижения полного давления в ТНД на расчётном режиме работы двигателя. Её значение определено в процессе термодинамического расчёта двигателя;

– **степень повышения полной температуры**, равная отношению полной температуры за турбиной низкого давления (ТНД) к полной температуре на входе в КНД

$$\tau_{\text{ТКМ}}^* = T_{\text{Т.нд}}^* / T_{\text{В}}^* = \tau_{\text{КНД}}^* \tau_{\text{ГГ}}^* / \tau_{\text{ТНД,р}}^*,$$

где $\tau_{\text{ТНД,р}}^*$ – степень понижения полной температуры в ТНД на расчётном режиме работы двигателя. Её значение также определено в процессе термодинамического расчёта двигателя;

– **относительная полная температура газа перед турбиной**

$$\Delta_{\text{ТКМ}}^* = T_{\text{Г}}^* / T_{\text{В}}^* = \tau_{\text{КНД}}^* \Delta_{\text{ГГ}}^* ;$$

– **приведенный расход воздуха**

$$G_{\text{в.пр}} = G_{\text{в}} \frac{101300}{p_{\text{в}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{в}}^*}{288}}.$$

Учитывая, что $G_{\text{в}} = m \frac{p_{\text{в}}^*}{\sqrt{T_{\text{в}}^*}} q(\lambda_{\text{в}}) F_{\text{в}}$, получим, что

$$G_{\text{в.пр}} = \text{const } q(\lambda_{\text{в}}).$$

Записав это выражение также и для расчётного режима и разделив их друг на друга, окончательно получим

$$G_{\text{в.пр}} = G_{\text{в.пр.р}} \frac{q(\lambda_{\text{в}})}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{р}}},$$

где $G_{\text{в.пр.р}}$ – приведенный расход воздуха, значение которого определено в процессе термодинамического расчёта двигателя, а значение $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{р}}$ задано в исходных данных при расчёте характеристики КНД;

– **приведенный часовой расход топлива на безфорсажном режиме**

$$G_{\text{т.ч.пр}} = G_{\text{т.ч.пр.р}} \frac{G_{\text{в.пр}}(\tau_{\text{ТКМ}}^* - 1)}{G_{\text{в.пр.р}}(\tau_{\text{ТКМ,р}}^* - 1)},$$

где параметры с индексом «р», т.е. на расчётном режиме работы двигателя, определены в процессе его термодинамического расчёта.

Это выражение может быть получено из следующего уравнения сохранения энергии для сечений «в-в» и «с-с». Если пренебречь затратами энергии на сжатие воздуха, отбираемого на самолётные нужды, то

$$Q = G_{\text{с}} i_{\text{с}}^* - G_{\text{в}} i_{\text{в}}^*, \quad (5.1)$$

где;

– $Q = G_{\text{т}} H_{\text{и}} \eta_{\text{Г}}$ – количество тепла, выделившегося при сгорании топлива;

– $H_{\text{и}}$ – теплотворная способность топлива;

– $\eta_{\text{Г}}$ – коэффициент полноты сгорания топлива в основной камере сгорания;

– $G_{\text{с}} = G_{\text{Г.н}} = G_{\text{в}} \bar{G}_{\text{Г.н}}$ – расход газа через сопло, который на безфорсажных режимах равен расходу газа через ТНД. Здесь, как уже было получено выше,

$\bar{G}_{\text{Г.н}} = (1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})(1 + g_{\text{т}}) + g_{\text{отб}}$ – относительный расход газа через ТНД, который после перемножения содержания скобок и без учёта членов второго порядка малости ($g_{\text{отб}} g_{\text{т}}$ и $g_{\text{охл}} g_{\text{т}}$) имеет следующий вид

$$\bar{G}_{г.н} = 1 - g_{отб} + g_{т}.$$

Как показывают расчёты, его значение практически равно единице. Поэтому в дальнейшем пренебрежём его значением.

Тогда с учётом того, что $T_c^* = T_T^*$, из уравнения (5.1) следует, что часовой расход топлива

$$G_{т.ч} = 3600 \frac{G_B}{\rho_B} c_{п}(T_T^* - T_B^*), \quad (5.2)$$

где $c_{п} = (0,883 + 0,000209 \cdot (T_T^* + 0,48T_B^*))$, кДж/(кг·К) – условная теплоёмкость процесса подвода теплоты в двигателе [2].

Учитывая, что

$$G_{в.пр} = G_B \frac{101300}{\rho_B^*} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}, \quad \text{а} \quad G_{т.ч.пр} = G_{т.ч} \frac{101300}{\rho_B^*} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}},$$

после несложных преобразований получим

$$G_{т.ч.пр} = \text{const } G_{в.пр} (\tau_{ткм}^* - 1).$$

Записав это выражение также и для расчётного режима работы двигателя в виде

$$G_{т.ч.пр.р} = \text{const } G_{в.пр.р} (\tau_{ткм.р}^* - 1)$$

и поделив их друг на друга, окончательно получим

$$G_{т.ч.пр} = G_{т.ч.пр.р} \frac{G_{в.пр} (\tau_{ткм}^* - 1)}{G_{в.пр.р} (\tau_{ткм.р}^* - 1)}.$$

Так как $G_{в.пр}$ пропорционален $q(\lambda_B)$, то это выражение можно также записать и в следующем виде

$$G_{т.ч.пр} = G_{т.ч.пр.р} \frac{q(\lambda_B) (\tau_{ткм}^* - 1)}{q(\lambda_{B.р}) (\tau_{ткм.р}^* - 1)}.$$

– *приведенный суммарный часовой расход топлива на форсажном режиме*

Для определения суммарного приведенного расхода топлива в двигателе на форсаже запишем уравнение (5.2) применительно к этому режиму, заменив в нём полную температуру T_c^* на полную температуру T_{ϕ}^* за форсажной камерой сгорания. Тогда суммарный часовой расход топлив в двигателе, равный расходу топлива $G_{т.ч}$ в основной и $G_{т.ч.\phi}$ форсажной камере,

$$G_{т.ч\Sigma} = 3600 \frac{c_{п\Sigma} (T_{\phi}^* - T_B^*)}{\rho_B^*} G_B (1 - g_{отб}).$$

После аналогичных преобразований и допущения, как и в предыдущем пункте, получим, что

$$G_{т.ч\Sigma.пр} = G_{т.ч\Sigma.пр.р} \frac{G_{в.пр} (\Delta_{\phi}^* - 1)}{G_{в.пр.р} (\Delta_{\phi.р}^* - 1)},$$

где $\Delta_{\phi}^* = T_{\phi}^*/T_B^*$ – степень повышения полной температуры газа в форсажной камере, а $\Delta_{\phi.р}^* = T_{\phi.р}^*/T_B^*$ – то же самое на расчётном режим работы двигателя.

– обороты КВД, приведенные по температуре на входе в КНД

$$\bar{n}'_{вд.пр} = \bar{n}_{вд.пр} \sqrt{\frac{\tau_{кнд}^*}{\tau_{кнд.р}^*}}.$$

5.2. Определение характеристик турбокомпрессорного модуля

Характеристиками турбокомпрессорного модуля называются зависимости его параметров от приведенных оборотов ротора низкого давления.

Эти зависимости, рассчитанные по полученным выше формулам, представлены в табл. 5.1 и на рис. 5.1 ... 5.3. На этих же рисунках представлены и аппроксимирующие их полиномы, которые используются ниже при расчёте линии предельных режимов работы двигателя и его характеристик.

Таблица 5.1. Характеристики ТКМ в численном виде

$\bar{n}_{\text{нд.пр}}$	$\bar{n}_{\text{вд.пр}}$	$\bar{n}'_{\text{вд.пр}}$	$\pi_{\text{ТКМ}}^*$	$\tau_{\text{ТКМ}}^*$	$\Delta_{\text{ТКМ}}^*$	$G_{\text{в.пр}}$	$G_{\text{т.ч.пр}}$
0,600	0,796	0,719	0,766	1,274	1,637	32,014	234,602
0,650	0,822	0,752	0,911	1,492	1,917	35,402	465,076
0,700	0,852	0,790	1,102	1,756	2,256	39,358	794,784
0,750	0,880	0,827	1,321	2,015	2,589	44,008	1193,161
0,800	0,906	0,864	1,570	2,279	2,928	49,183	1680,268
0,850	0,932	0,900	1,844	2,549	3,274	54,681	2261,358
0,900	0,956	0,935	2,129	2,810	3,610	60,283	2913,593
0,950	0,979	0,969	2,420	3,069	3,943	65,667	3627,888
1,000	1,000	1,000	2,686	3,317	4,262	70,126	4339,550
1,050	1,019	1,029	2,923	3,548	4,559	73,686	5014,217

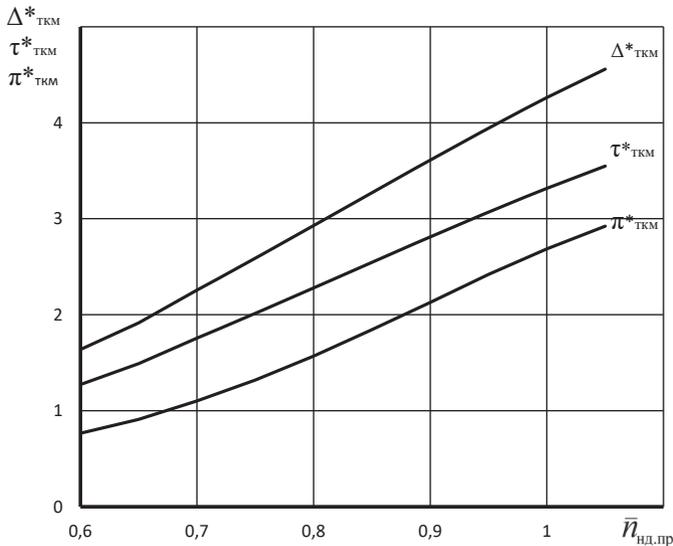


Рис. 5.1. Характеристики турбокомпрессорного модуля

$$\pi_{\text{ТКМ}}^* = -13,6167 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^3 + 36,4209 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^2 - 26,8066 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}} + 6,6837$$

$$\tau_{\text{ТКМ}}^* = -6,0032 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^3 + 14,7701 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^2 - 6,7462 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}} + 1,2965$$

$$\Delta_{\text{ТКМ}}^* = -7,7123 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^3 + 18,975 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^2 - 8,6668 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}} + 1,6656$$

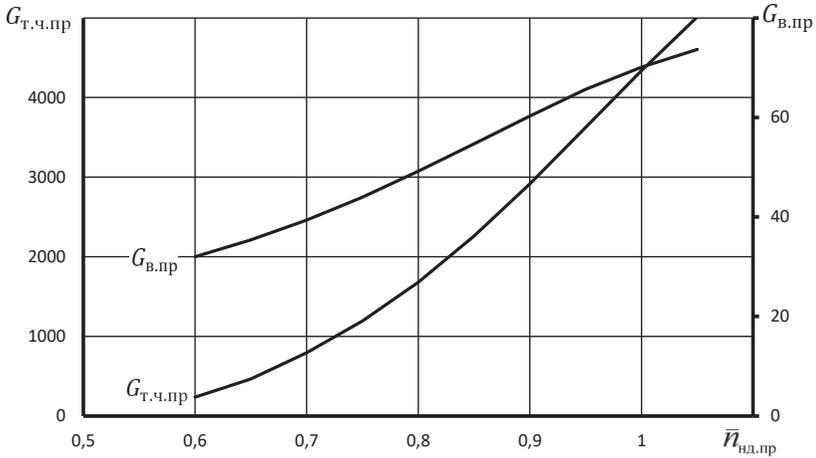


Рис. 5.2. Характеристики турбокомпрессорного модуля

$$G_{\text{в.пр}} = -353,0675 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^3 + 891,8692 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^2 - 640,28 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}} + 171,5246$$

$$G_{\text{Т.ч.пр}} = -20145,9615 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^3 + 62880,544 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}}^2 - 50964,8805 \cdot \bar{n}_{\text{нд.пр}} + 12544,155$$

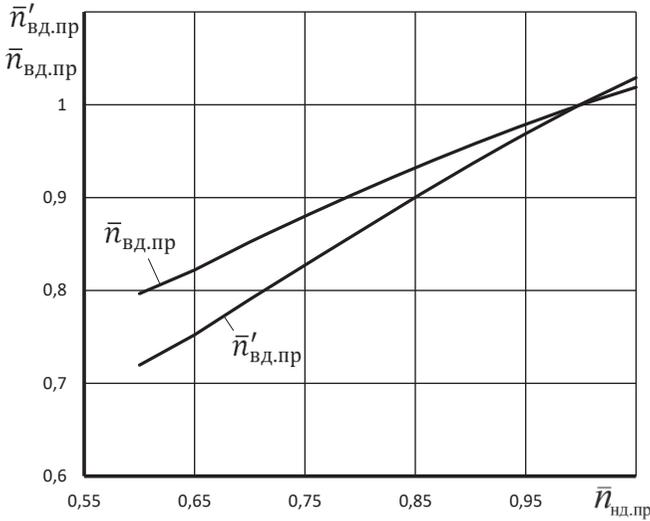


Рис. 5.3. Зависимость $\bar{n}_{вд.пр}$ и $\bar{n}'_{вд.пр}$ от $\bar{n}_{нд.пр}$

$$\bar{n}'_{вд.пр} = -0,7714 \cdot \bar{n}_{нд.пр}^3 + 1,7482 \cdot \bar{n}_{нд.пр}^2 - 0,5808 \cdot \bar{n}_{нд.пр} + 0,6045$$

Глава 6. Построение линии предельных режимов и формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

6.1. Построение линии предельных режимов работы двигателя

Определение программы регулирования двигателя на максимальном режиме должно начинаться с построения так называемой "линии предельных режимов" (ЛПР, [4, 9]). Она ограничивает максимально допустимые значения приведенной (и, соответственно, физической) частоты вращения роторов двигателя в зависимости от температуры заторможенного потока воздуха на входе в него T_b^* . Эти значения могут быть ограничены (в том или ином диапазоне значений T_b^*) прочностью роторов ($\bar{n}_{нд.мах}$ и $\bar{n}_{вд.мах}$), жаропрочностью лопаток турбины ($T_{г.мах}$) или газодинамической устойчивостью каскадов компрессора ($\Delta K_{у.мин}$).

В данном пособии линия предельных режимов (ЛПР) представляется в виде максимального (с учетом этих ограничений) значения $\bar{n}_{нд.пр}$ в зависимости от T_b^* , как показано на рис. 6.1, и строится по результатам расчета характеристики турбокомпрессорного модуля (ТКМ) двигателя.

Для этого необходимо, прежде всего, определить ограничиваемые величины, т.е. значения $\bar{n}_{нд.мах}$, $\bar{n}_{вд.мах}$, $T_{г.мах}^*$ и $\bar{n}_{нд.пр.мах}$.

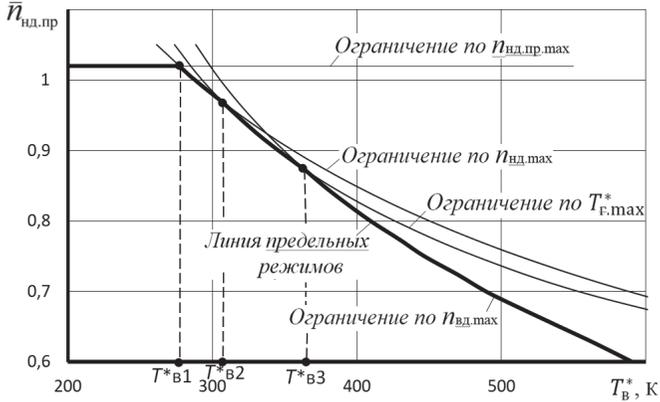


Рис. 6.1. К построению линии предельных режимов (ЛПР) работы двигателя

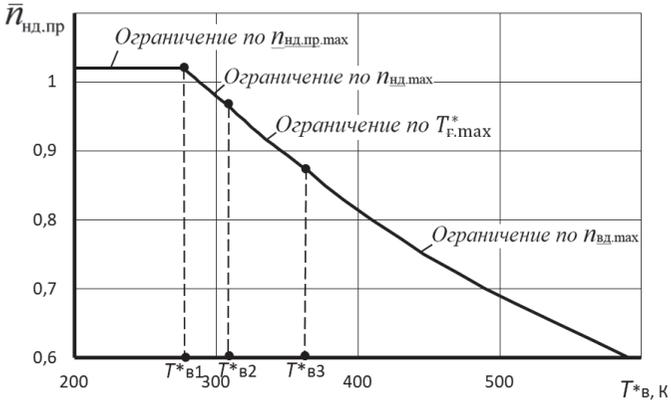


Рис. 6.2. Линия предельных режимов (ЛПР) работы двигателя

Эти величины должны быть уточнены с учетом их значений у двигателей аналогичных схем и следующих соображений.

Одно из значений $\bar{n}_{нд.мах}$ или $\bar{n}_{вд.мах}$ должно быть задано равным 100 % от расчетного значения, поскольку расчетный режим является максимальным (или полным форсированным). Частота вращения другого ротора обычно ограничивается величиной 102 ... 105 %.

Примечание. Численные значения относительных оборотов $\bar{n}_{\text{нд}}$ или $\bar{n}_{\text{вд}}$ могут задаваться или в процентах (например, $\bar{n}_{\text{нд}} = 85\%$ или $\bar{n}_{\text{нд}} = 105\%$), или в долях от единицы (например, $\bar{n}_{\text{нд}} = 0,85$ или $\bar{n}_{\text{нд}} = 1,05$).

Максимально допустимая температура газов $T_{\text{г max}}^*$ в турбинах с охлаждаемыми лопатками обычно всего лишь на 20 ... 40 градусов может превышать расчетное значение.

Значение $\Delta K_{y, \text{min}}$ и, соответственно, $\bar{n}_{\text{нд.пр. max}}$ определяется для каждой конкретной силовой установки уровнем возмущений потока на входе в компрессор, возникающих при различных углах атаки и скольжения и при применении бортового оружия, необходимостью иметь достаточный запас устойчивости на переходных режимах и т.п. На основании статистических данных, $\bar{n}_{\text{нд.пр. max}}$ обычно равно 1,0 ... 1,05.

Дальнейшие расчеты с использованием характеристик ТКМ удобнее вести не определяя максимальные значения $\bar{n}_{\text{нд.пр. max}}$ для различных значений $T_{\text{в}}^*$, а наоборот, определяя те значения $T_{\text{в}}^*$, при которых наступают те или иные ограничения при различных значениях $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$. Это можно сделать следующим образом.

1. Из характеристики ТКМ, представленной в табличной форме (см. табл. 5.1) или в виде рисунков (рис. 5.1 и 5.3), выбирается несколько значений $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$, для которых далее будет проводиться расчет. Для каждого из этих значений определяются значения $\Delta_{\text{ТКМ}}^*$ и $\bar{n}'_{\text{вд.пр}}$.

2. Определяется значение $T_{\text{в}}^*$, соответствующее (при выбранном $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$) $\bar{n}_{\text{нд. max}}$:

$$(T_{\text{в}}^*)_{\bar{n}_{\text{нд. max}}} = 288 (\bar{n}_{\text{нд. max}} / \bar{n}_{\text{нд. пр}})^2, \text{ К.} \quad (6.1)$$

3. Определяется значение $T_{\text{в}}^*$, соответствующее (при выбранном $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$) $\bar{n}_{\text{вд. max}}$:

$$(T_{\text{в}}^*)_{\bar{n}_{\text{вд. max}}} = 288 (\bar{n}_{\text{вд. max}} / \bar{n}'_{\text{вд. пр}})^2, \text{ К.} \quad (6.2)$$

4. Определяется значение $T_{\text{в}}^*$, соответствующее (при выбранном $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$) $T_{\text{г max}}^*$:

$$(T_{\text{в}}^*)_{T_{\text{г max}}^*} = \frac{T_{\text{г max}}^*}{\Delta_{\text{ТКМ}}^*}, \text{ К.} \quad (6.3)$$

Порядок расчетов линии предельных режимов работы двигателя представлен в виде таблицы 6.1. При этом для двигателей, которые эксплуатируются на дозвуковых скоростях полета, максимальное значение $T_{\text{в}}^*$ обычно не превосходит 350 К. Тогда для расчета линии предельных режимов достаточно использовать точки из характеристики ТКМ, соответствующие (с запасом) $\bar{n}_{\text{нд. пр}} > 0,88$, включая значение $\bar{n}_{\text{нд. пр}} = 1,0$.

Но для двигателей с форсажными камерами, предназначенных для сверхзвуковых самолетов, может понадобиться весь имеющийся на характеристике ТКМ диапазон значений $\bar{n}_{нд.пр}$, включая и значение $\bar{n}_{нд.пр} = 1$.

Таблица 6.1. Порядок расчета линии предельных режимов работы двигателя

Исходные данные:

$$\bar{n}_{нд.маx} = \quad ; \quad \bar{n}_{вд.маx} = \quad ; \quad T_{г.маx}^* = \quad К; \quad \bar{n}_{нд.пр.маx} =$$

1	$\bar{n}_{нд.пр}$ (назначается из таблицы 5.1 характеристик ТКМ)						
2	$\Delta_{ТКМ}^*$ (определяется из таблицы 5.1 характеристик ТКМ при значении $\bar{n}_{нд.пр}$ из пункта 1 этой таблицы)						
3	$\bar{n}'_{вд.пр}$ (определяется из таблицы 5.1 характеристик ТКМ при значении $\bar{n}_{нд.пр}$ из пункта 1 этой таблицы)						

Значения T_V^* , соответствующие $\bar{n}_{нд} = \bar{n}_{нд.маx}$

4	$(T_V^*)_{\bar{n}_{нд.маx}} = 288(\bar{n}_{нд.маx}/\bar{n}_{нд.пр})^2, К$						
---	---	--	--	--	--	--	--

Значения T_V^* , соответствующие $\bar{n}_{вд} = \bar{n}_{вд.маx}$

5	$(T_V^*)_{\bar{n}_{вд.маx}} = 288(\bar{n}_{вд.маx}/\bar{n}'_{вд.пр})^2, К$						
---	--	--	--	--	--	--	--

Значения T_V^* , соответствующие $T_{г.маx}^*$

6	$(T_V^*)_{T_{г.маx}^*} = \frac{T_{г.маx}^*}{\Delta_{ТКМ}^*}, К$						
---	---	--	--	--	--	--	--

По результатам расчетов строится график, содержащий кривые $(T_V^*)_{\bar{n}_{нд.маx}} = f(\bar{n}_{нд.пр})$, $(T_V^*)_{\bar{n}_{вд.маx}} f(\bar{n}_{нд.пр})$ и $(T_V^*)_{T_{г.маx}^*} = f(\bar{n}_{нд.пр})$, как показано на рис. 6.1. Взаимное расположение этих кривых может несколько отличаться от расположения, представленного на этом рисунке. При этом значение $T_{в.мин}^*$ принимается равным 213 К (- 60°С), а $T_{в.маx}^*$ – наибольшему из полученных в расчете (в таблице 6.1) значению $T_{в.}^*$. Затем на этот же график наносится горизонтальная линия, соответствующая ограничению по запасу устойчивости КНД, т.е. линия $\bar{n}_{нд.пр.маx} = \text{const}$ (рис. 6.1). После этого по точкам пересечения построенных кривых определяются температуры $T_{в1}^*$, $T_{в2}^*$ и $T_{в3}^*$, соответствующие переходу от одного ограничения к другому. Значение $T_{в1}^*$, уточняется по формуле:

$$T_{в1}^* = 288 \left(\bar{n}_{нд.маx} / \bar{n}_{нд.пр.маx} \right)^2, \text{ К.}$$

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

Полученная таким образом линия предельных режимов работы двигателя (рис. 6.2) является основой для формирования программы регулирования двигателя на максимальном режиме.

Примечание. Для удобства дальнейших вычислений с использованием линии предельных режимов (ЛПР) желательно её аппроксимировать по участкам между $T_{в.мин}^*$, $T_{в1}^*$, $T_{в2}^*$, $T_{в3}^*$ и $T_{в.маx}^*$ полиномами.

ТРД обычно снабжаются системами измерения частот вращения роторов $n_{нд}$ и $n_{вд}$, температуры воздуха на входе $T_{в}^*$ и температуры за турбиной $T_{г}^*$, по которой можно косвенно следить за температурой перед турбиной $T_{г}^*$.

Согласно линии предельных режимов при различных значениях $T_{в}^*$ наступает то или иное ограничение на максимальном режиме работы двигателя.

6.2. Формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

Для формирования программы регулирования двигателя на максимальном режиме необходимо задаться рядом значений $T_{в}^*$ с небольшим шагом (примерно 5°) в диапазоне значений $T_{в}^*$ от $T_{в.мин}^*$ до $T_{в.маx}^*$. В этот диапазон следует включить между соответствующими значениями $T_{в}^*$ и значения $T_{в1}^*$, $T_{в2}^*$ и $T_{в3}^*$, которые определены выше. Далее необходимо определить при каждом значении $T_{в}^*$ из этого диапазона значения $\bar{n}_{нд.пр}$ по линии предельных режимов (ЛПР), используя соответствующие аппроксимирующие её полиномы по участкам. Затем следует вычислить значения $\bar{n}_{нд}$, $\bar{n}_{вд}$ и $T_{г}^*$ на этих участках по следующим формулам:

$$\bar{n}_{нд} = \bar{n}_{нд.пр} \sqrt{T_{в}^* / T_{в.р}^*}, \quad \bar{n}_{вд} = \bar{n}'_{вд.пр} \sqrt{T_{в}^* / T_{в.р}^*} \quad \text{и} \quad T_{г}^* = T_{в}^* \cdot \Delta_{ткм}^*.$$

Здесь $T_{в.р}^*$ – температура на входе в двигатель на расчетном режиме его работы. Например, если расчетный режим работы двигателя соответствует условиям $H=0$ и $M_H=0$, то $T_{в.р}^*=288$ К.

Последовательность этих вычислений, необходимых для формирования программы регулирования двигателя на максимальном режиме, представлен в таблице 6.2.

Таблица 6.2. Последовательность вычислений параметров двигателя для формирования его программы регулирования на максимальном режиме

1	Задать ряд значений T_v^* , включая в этот ряд и значения $T_{v.min}^*$, T_{v1}^* , T_{v2}^* , T_{v3}^* и $T_{v.max}^*$	$T_{v.min}^*$...	T_{v1}^*	...	T_{v2}^*	...	T_{v3}^*	...	$T_{v.max}^*$
2	$\bar{n}_{нд.пр}$ (определяются по ЛПР вручную (рис. 6.2) или по полиномам при значениях T_v^* из 1-го пункта этой таблицы)									
3	$\bar{n}'_{вд.пр}$ (определяются по полиному из характеристики ТКМ (рис. 5.3) при значениях $\bar{n}_{нд.пр}$ из пункта 2 этой таблицы)									
4	$\Delta_{ТКМ}^*$ (определяются по полиному из характеристики ТКМ (рис. 5.1) при значениях $\bar{n}_{нд.пр}$ из пункта 2 этой таблицы)									
5	$\bar{n}_{нд} = \bar{n}_{нд.пр} \sqrt{T_v^*/T_{в.р}^*}$ (определяются при значениях T_v^* и $\bar{n}_{нд.пр}$ из пунктов 1 и 2 этой таблицы)									
6	$\bar{n}_{вд} = \bar{n}'_{вд.пр} \sqrt{T_v^*/T_{в.р}^*}$ (определяются при значениях T_v^* и $\bar{n}'_{вд.пр}$ из пунктов 1 и 3 этой таблицы)									
7	$T_{г}^* = T_v^* \Delta_{ТКМ}^*$ (определяются при значениях T_v^* и $\Delta_{ТКМ}^*$ из пунктов 1 и 4 этой таблицы)									

По полученным в табл. 6.2 значениям параметров двигателя строится программа регулирования двигателя на максимальном режиме (рис. 6.3).

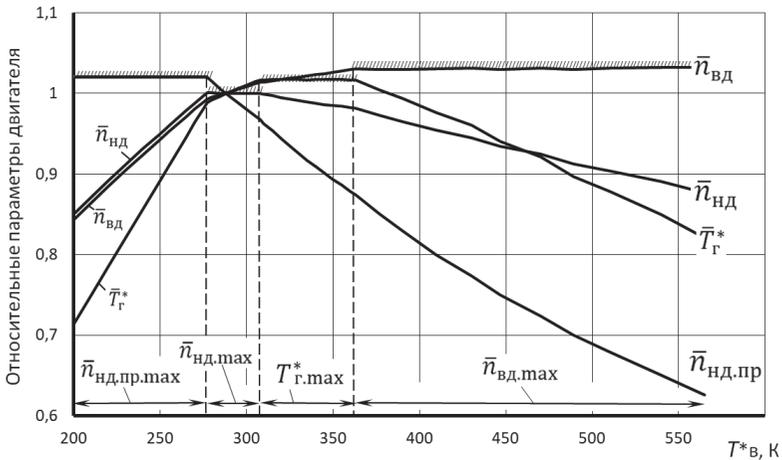


Рис. 6.3. Программа регулирования двигателя на максимальном режиме

Глава 7. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДФ

7.1. Виды эксплуатационных характеристик ТРДФ

Характеристиками авиационных ГТД называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от условий полета и режима работы двигателя.

Протекание характеристик двигателя зависит от многих факторов и, в частности, определяется схемой двигателя, его расчетными параметрами, программой управления и внешними условиями.

К характеристикам ТРД относятся высотно-скоростные и дроссельные характеристики.

Высотно-скоростными характеристиками (ВСХ) называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $c_{уд}$ от числа M_H (скорости полета) и высоты полета H на заданном режиме работы двигателя и принятой программе его регулирования.

При расчете ВСХ выбирается один из режимов работы двигателя: максимальный или полный форсированный режим.

Дроссельными характеристиками (ДХ) двигателя называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $c_{уд}$ от режима работы двигателя, то есть от его оборотов n , при неизменных условиях полета (H и M_H) и принятой программе его регулирования.

При расчете характеристик ТРД используются полученные ранее характеристики турбокомпрессорного модуля, линия предельных режимов и программа регулирования двигателя.

7.2. Расчет скоростных характеристик ТРДФ

Скоростными характеристиками (СХ) двигателя называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $c_{уд}$ от числа M_H (скорости полета) на неизменной высоте полета ($H = \text{const}$) при заданном режиме работы двигателя и принятой программе его регулирования.

а) Расчёт скоростной характеристики ТРДФ на максимальном режиме

Расчет скоростной характеристики двигателя (для различных высот полета) на основе полученных ранее характеристик турбокомпрессорного модуля ведется в следующем порядке [9].

1. При заданных значениях H и M_H определяются значения параметров атмосферного воздуха p_H , T и параметров заторможенного потока воздуха на входе в компрессор, а также скорости полета:

$$T_B^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right), \text{ К}; \quad p_B^* = p \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \text{ Па};$$

$$V = M \sqrt{kRT}, \text{ м/с},$$

2. По линии предельных режимов работы двигателя (рис. 6.2) с использованием полиномов, аппроксимирующих отдельные участки этой линии, находится соответствующее данному значению T_B^* значение $\bar{n}_{\text{нд.пр}} = \bar{n}_{\text{нд}} \sqrt{288/T_B^*}$ на максимальном режиме работы двигателя.

3. По характеристике турбокомпрессорного модуля, представленной в численном виде в табл. 5.1, путём интерполяции или с использованием полиномов, которые помещены ниже рис. 5.1 и 5.2, находятся соответствующие данному значению $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ значения $\pi_{\text{ткм}}^*$, $\tau_{\text{ткм}}^*$, $G_{\text{в.пр}}$ и $G_{\text{т.ч.пр}}$.

4. Определяются значения расхода воздуха и часового расхода топлива:

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

5. Далее вычисляются:

– располагаемая степень понижения давления газа в сопле

$$\pi_{\text{с.р}} = \sigma_{\text{фк}} \sigma_{\text{рс}} \pi_{\text{ткм}}^* p_B^* / p_H;$$

– полная температура газа перед соплом

$$T_c^* = T_T^* = \tau_{\text{ткм}}^* T_B^*, \text{ К};$$

– скорость истечения газа из сопла при условии, что расширение газа в нём полное, т.е. $\pi_c = \pi_{\text{с.р}}$. Это достигается соответствующим регулированием сопла Лаваля (рис. 1.1).

$$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{\text{пр}} T_c^* \left(1 - \frac{1}{e_c} \right)}, \text{ м/с},$$

$$\text{где} \quad e_c = \frac{k_{\text{г}} - 1}{k_{\text{г}}} \quad (k_{\text{г}} = 1,33);$$

– расход газа через сопло

$$G_{\Gamma} = G_{\text{в}}(1 - g_{\text{отб}}) + G_{\text{т.ч}}/3600, \text{ кг/с};$$

– тяга и удельный расход топлива двигателя

$$P = G_{\Gamma} c_c - G_{\text{в}} V, \text{ Н}; \quad c_{\text{уд}} = G_{\text{т.ч}}/P, \text{ кг/(Н}\cdot\text{ч)}.$$

В качестве примера в табл. 7.1 представлен порядок расчёта параметров для построения скоростной характеристики двигателя на максимальном режиме на высоте $H=0$.

Таблица 7.1. Порядок расчёта и значение параметров для построения скоростной характеристики двигателя на максимальном режиме на $H=0$

M	$T_{\text{в}}^*$	$\bar{n}_{\text{нд.пр}}$	$\pi_{\text{ткм}}^*$	$\tau_{\text{ткм}}^*$	$G_{\text{в.пр}}$	$G_{\text{т.ч.пр}}$	$\sigma_{\text{вх}}$	$p_{\text{в}}^*$	$p_{\text{т}}^*$	$T_{\text{т}}^*$
0,000	288,000	1,000	2,681	3,317	70,046	4323,857	0,920	93216,993	249942,723	955,354
0,186	290,000	0,997	2,663	3,300	69,749	4273,634	0,943	97862,581	260617,689	957,120
0,349	295,000	0,988	2,618	3,259	69,012	4151,944	0,953	105031,881	275022,255	961,503
0,456	300,000	0,980	2,574	3,219	68,270	4033,558	0,957	111857,363	287957,895	965,638
0,543	305,000	0,972	2,531	3,179	67,536	3919,930	0,959	118785,457	300684,358	969,700
0,585	307,700	0,968	2,509	3,158	67,143	3860,483	0,960	122609,230	307574,245	971,868
0,618	310,000	0,963	2,481	3,134	66,670	3789,917	0,960	125920,538	312452,707	971,399
0,685	315,000	0,953	2,429	3,086	65,753	3656,503	0,961	133306,206	323831,424	972,027
0,745	320,000	0,944	2,377	3,038	64,815	3524,043	0,962	140966,219	335028,586	972,039
0,801	325,000	0,935	2,327	2,992	63,909	3399,528	0,963	148915,928	346452,910	972,273
0,854	330,000	0,926	2,276	2,945	62,986	3276,050	0,963	157166,510	357719,983	971,937
0,903	335,000	0,917	2,228	2,901	62,102	3160,463	0,964	165726,816	369274,113	971,905
0,950	340,000	0,909	2,183	2,860	61,259	3052,659	0,964	174604,276	381167,917	972,236
0,995	345,000	0,901	2,138	2,818	60,408	2945,871	0,964	183805,384	392934,882	972,079
1,037	350,000	0,894	2,095	2,778	59,602	2846,736	0,964	193335,966	405096,472	972,359

Таблица 7.1. (Продолжение)

M	$G_{\text{в}}$	$G_{\text{т.ч}}$	G_{Γ}	π_c	e_c	c_c	V	P	$C_{\text{уд}}$
0,000	64,457	3978,845	64,273	2,321	1,232	633,002	0,000	40685,077	0,098
0,186	67,150	4142,927	66,958	2,420	1,245	647,512	63,408	39098,075	0,106
0,349	70,700	4356,903	70,496	2,554	1,262	666,312	118,625	38585,807	0,113
0,456	73,862	4545,774	73,647	2,674	1,276	682,046	155,316	38758,946	0,117
0,543	76,955	4730,268	76,729	2,792	1,290	696,552	184,863	39220,006	0,121
0,585	78,623	4829,731	78,392	2,856	1,297	704,035	199,003	39544,556	0,122
0,618	79,879	4887,666	79,639	2,901	1,302	708,461	210,299	39622,790	0,123
0,685	82,737	5032,293	82,480	3,007	1,314	718,967	232,974	40024,843	0,126
0,745	85,567	5169,226	85,291	3,111	1,325	728,520	253,630	40434,129	0,128
0,801	88,440	5308,793	88,146	3,217	1,336	737,831	272,526	40916,685	0,130
0,854	91,293	5440,788	90,978	3,321	1,347	746,328	290,770	41372,728	0,132
0,903	94,203	5576,481	93,868	3,429	1,358	754,718	307,379	41887,710	0,133
0,950	97,180	5716,983	96,824	3,539	1,368	763,070	323,316	42463,783	0,135
0,995	100,144	5850,269	99,767	3,648	1,379	770,753	338,504	42996,161	0,136
1,037	103,187	5989,468	102,787	3,761	1,389	778,495	353,038	43590,090	0,137

Как правило, скоростные характеристики двигателей прямой реакции рассчитываются сразу для различных высот полета, а результаты такого расчета строятся на одном графике (рис. 7.1 и 7.2) и называются высотно-скоростными характеристиками двигателя (ВСХ).

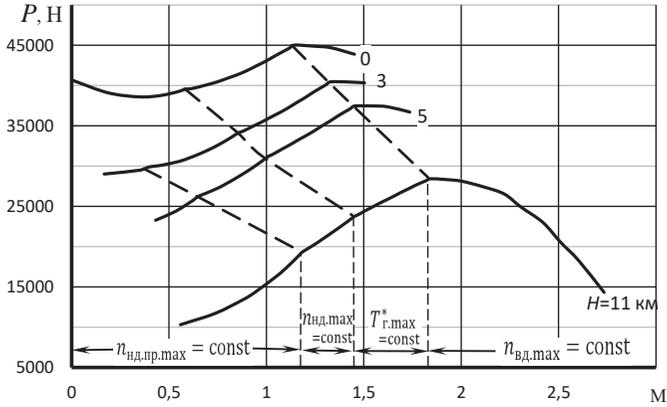


Рис. 7.1. Высотно-скоростные характеристики двигателя на максимальном режиме

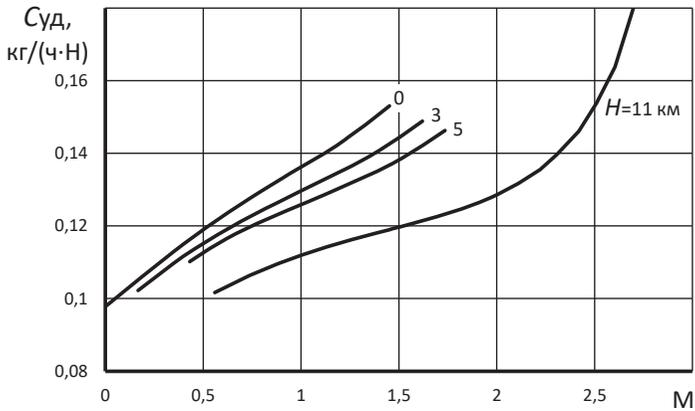


Рис. 7.2. Высотно-скоростные характеристики двигателя на максимальном режиме

б) Расчёт скоростной характеристики ТРДФ на форсажном режиме

Скоростная характеристика на форсажном режиме рассчитывается одновременно с расчётом скоростной характеристики на максимальном режиме работы двигателя на той же высоте и в том же диапазоне значений чисел Маха. Порядок её расчёта следующий.

Из уравнения сохранения энергии между сечениями «в-в» и «ф-ф» (рис. 1.1) определяется суммарный (в основной и форсажной камере сгорания) часовой расход топлива на полном форсированном режиме:

$$G_{Тч.Σ} = 3600 \frac{c_{пΣ}(T_{ф}^* - T_{в}^*)}{u_{пг}} G_{в}(1 - g_{отб}), \text{ кг/ч,}$$

где:

– $c_{пΣ} = [0,883 + 0,000209 \cdot (T_{ф}^* + 0,48T_{в}^*)]$, кДж/(кг·К) – условная суммарная теплоёмкость процесса подвода теплоты в основной и форсажной камере сгорания [3];

– $T_{ф}^*$ – значение полной температуры газов в форсажной камере сгорания;

Далее определяются следующие параметры двигателя:

– степень понижения давления газа в сопле при полном расширении газа в нём

$$c_{.ф} = c_{.ф.р} = \sigma_{фк.ф} \sigma_{рс.ф} \pi_{ТКМ}^* p_{в}^* / p, \quad e_{с.ф} = c_{.ф}^{\frac{k_{г.ф}-1}{k_{г.ф}}} \quad (k_{г.ф} = 1,25);$$

Примечание. Значение $\pi_{ТКМ}^*$ и $G_{в}$ определены при расчёте скоростной характеристики двигателя на максимальном режиме.

– скорость истечения газа из сопла

$$c_{с.ф} = \varphi_{с.ф} \sqrt{2c_{р.г.ф} T_{ф}^* \left(1 - \frac{1}{e_{с.ф}}\right)}, \text{ м/с;}$$

– расход газа через сопло

$$G_{г.ф} = G_{в}(1 - g_{отб}) + G_{Тч.Σ} / 3600, \text{ кг/с;}$$

– тяга и удельный расход топлива двигателя

$$P_{ф} = G_{г.ф} c_{с.ф} - G_{в} V, \text{ Н;} \quad c_{уд.ф} = G_{Тч.Σ} / P_{ф}, \text{ кг/(Н·ч).}$$

Примечание. Для четкого выделения изломов на графиках зависимостей $P=f(M_H)$ и $c_{уд}=f(M_H)$, обусловленных переходом от одного эксплуатационного ограничения к другому (см. рис. 6.2), кроме заданных значений M_H , необходимо вычислить и задать также и значения M_H , соответствующие этим изломам. Они вычисляются по значениям полных температур $T_{в1}^*$, $T_{в2}^*$ и $T_{в3}^*$ (рис. 6.1 и рис. 6.2), соответствующим этим изломам, по следующей формуле:

$$T_{в}^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right), \text{ откуда } M = \sqrt{5 \left(\frac{T_{в}^*}{T_H} - 1\right)}.$$

В табл. 7.2 в качестве примера представлен порядок расчёта и значение параметров для построения скоростной характеристики двигателя на форсажном режиме на $H=0$.

Таблица 7.2. Порядок расчёта и значение параметров для построения скоростной характеристики двигателя на форсажном режиме на $H=0$

M	$T^*_в$	$G_в$	$c_{п.ф,\Sigma}$	$g_{т.ф}$	$G_{т.ч.ф,\Sigma}$
0,000	288,000	64,457	1,330	0,056	12674,404
0,186	290,000	67,150	1,330	0,056	13190,441
0,349	295,000	70,700	1,331	0,056	13852,448
0,456	300,000	73,862	1,331	0,055	14434,935
0,543	305,000	76,955	1,332	0,055	15000,775
0,585	307,700	78,623	1,332	0,055	15304,688
0,618	310,000	79,879	1,332	0,055	15530,764
0,685	315,000	82,737	1,333	0,055	16044,858
0,745	320,000	85,567	1,333	0,055	16550,612
0,801	325,000	88,440	1,334	0,055	17061,826
0,854	330,000	91,293	1,334	0,055	17566,304
0,903	335,000	94,203	1,335	0,054	18078,744
0,950	340,000	97,180	1,335	0,054	18600,993
0,995	345,000	100,144	1,336	0,054	19117,925
1,037	350,000	103,187	1,336	0,054	19646,566
1,079	355,000	106,218	1,337	0,054	20170,080

Таблица 7.2. (Продолжение)

$G_{г.ф}$	$\pi_{с.ф}$	$e_{с.ф}$	$c_{с.ф}$	V	$P_{ф}$	$C_{уд.ф}$
66,689	2,272	1,178	915,953	0,000	61083,626	0,207
69,471	2,369	1,188	937,091	63,408	60842,679	0,217
73,134	2,500	1,201	963,352	118,625	62066,964	0,223
76,394	2,618	1,212	985,018	155,316	63777,837	0,226
79,582	2,734	1,223	1004,803	184,863	65738,527	0,228
81,302	2,796	1,228	1014,947	199,003	66870,789	0,229
82,596	2,841	1,232	1021,907	210,299	67606,495	0,230
85,539	2,944	1,241	1037,474	232,974	69468,977	0,231
88,453	3,046	1,250	1051,953	253,630	71345,838	0,232
91,410	3,150	1,258	1065,949	272,726	73318,891	0,233
94,347	3,252	1,266	1079,052	290,570	75277,946	0,233
97,341	3,357	1,274	1091,831	307,379	77323,504	0,234
100,403	3,465	1,282	1104,347	323,316	79459,940	0,234
103,452	3,572	1,290	1116,147	338,504	81568,398	0,234
106,580	3,683	1,298	1127,782	353,038	83770,470	0,235
109,697	3,792	1,306	1138,782	366,998	85938,751	0,235

Высотно-скоростные характеристики двигателя на форсажном режиме представлены на рис. 7.3 и 7.4.

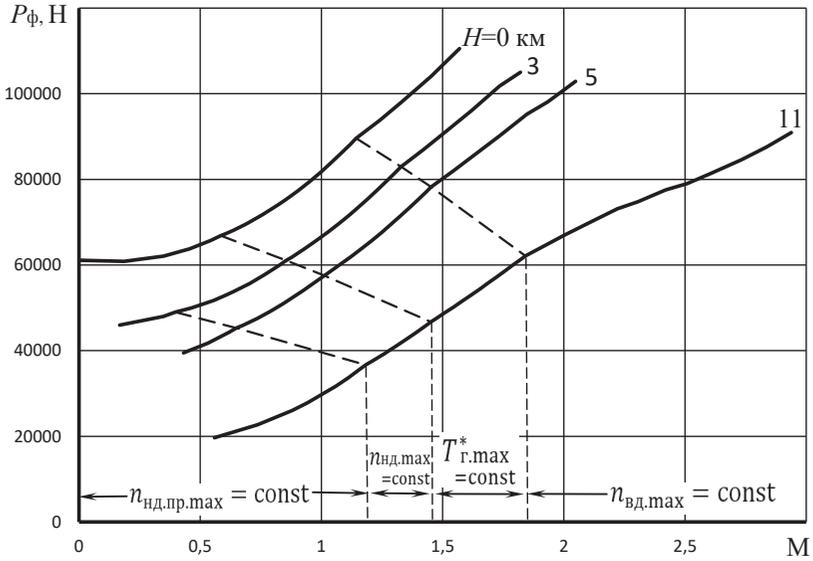


Рис. 7.3. Высотно-скоростные характеристики двигателя на форсажном режиме

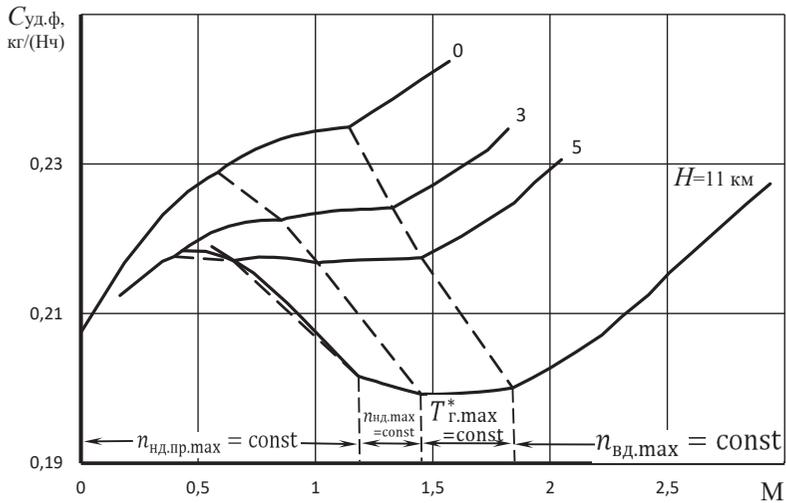


Рис. 7.4. Высотно-скоростные характеристики двигателя на форсажном режиме

7.3. Расчет дроссельных характеристик ТРДФ

Дроссельной характеристикой авиационного двигателя прямой реакции называется зависимость тяги и удельного расхода топлива от режима работы двигателя (изменении положения рычага управления двигателем) или взаимозависимость между тягой и удельным расходом топлива при изменении режима работы (в данных условиях полета).

а) Порядок расчёта дроссельной характеристики ТРДФ на безфорсажном режиме

Для двигателей, не имеющих форсажной камеры сгорания, (или для ТРДФ на режимах с выключенной форсажной камерой) дроссельные характеристики рассчитываются в диапазоне режимов от максимального, соответствующего максимальному значению $n_{\text{нд.пр}}$ ($n_{\text{нд.пр.max}}$) по линии предельных режимов при данной T_v^* (определяемой условиями полета, т.е. T и M_H), до минимального, соответствующего минимальному значению $n_{\text{нд.пр}}$ из числа полученных при расчете характеристик турбокомпрессорного модуля двигателя ($n_{\text{нд.пр.min}}$).

В этом диапазоне выбирается несколько (4 ... 5) значений $n_{\text{нд.пр}}$ (включая $n_{\text{нд.пр.max}}$ и $n_{\text{нд.пр.min}}$) и для каждого из них определяются значения $G_{\text{в.пр}}$, $G_{\text{т.ч.пр}}$, $\pi_{\text{ткм}}^*$ и $\tau_{\text{ткм}}^*$. Затем проводится вычисление тяги и удельного расхода топлива двигателя по тем же формулам, которые используются при расчете высотно-скоростных характеристик, а именно:

$$\begin{aligned}
 T_v^* &= T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right); & p_v^* &= \sigma_{\text{вх}} p \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right)^{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma-1}}; & p_T^* &= \pi_{\text{ткм}}^* p_v^*; \\
 G_v &= G_{\text{в.пр}} \frac{p_v^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_v^*}}; & G_{\text{т.ч}} &= G_{\text{т.ч.пр}} \frac{p_v^*}{101300} \sqrt{\frac{T_v^*}{288}}; \\
 G_\Gamma &= G_v (1 - g_{\text{отб}}) + G_{\text{т.ч}}/3600; & T_c^* &= T_T^* = \tau_{\text{ткм}}^* T_v^*; \\
 c &= c_p = \sigma_{\text{фк}} \sigma_{\text{рс}} p_T^* / p; & e_c &= c^{\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}} \text{ при } k_\Gamma = 1,33; \\
 c_c &= \varphi_c \sqrt{2c_{\text{пр}} T_c^* \left(1 - \frac{1}{e_c} \right)}; & V &= a \text{ М}; \\
 P &= G_\Gamma c_c - G_v V, \text{ Н}; & c_{\text{уд}} &= G_{\text{т.ч}}/P, \text{ кг/(Н}\cdot\text{ч)}.
 \end{aligned}$$

В табл. 7.3 в качестве примера представлен порядок расчёта параметров двигателя для построения дроссельной характеристики на безфорсажном режиме на $H=0$

Таблица 7.3. Порядок расчёта и значение параметров для построения дроссельной характеристики двигателя на $H=0$

$\bar{n}_{\text{нд}}$	$\pi_{\text{ткм}}^*$	$\tau_{\text{ткм}}^*$	$G_{\text{в.пр}}$	$G_{\text{т.ч.пр}}$	$\sigma_{\text{вх}}$	p_v^*	p_T^*
1,000	2,681	3,317	70,046	4313,857	0,920	93216,993	249942,723

0,990	2,629	3,269	69,187	4170,538	0,920	93216,993	245069,310
0,980	2,576	3,220	68,297	4027,829	0,920	93216,993	240120,938
0,970	2,522	3,171	67,378	3885,850	0,920	93216,993	235105,222
0,960	2,468	3,121	66,431	3744,722	0,920	93216,993	230029,778
0,950	2,413	3,071	65,459	3604,566	0,920	93216,993	224902,223
0,940	2,357	3,020	64,465	3465,503	0,920	93216,993	219730,171
0,930	2,301	2,968	63,450	3327,654	0,920	93216,993	214521,239
0,920	2,245	2,917	62,416	3191,139	0,920	93216,993	209283,043
0,910	2,189	2,865	61,365	3056,080	0,920	93216,993	204023,198
0,900	2,132	2,812	60,300	2922,597	0,920	93216,993	198749,321
0,890	2,075	2,760	59,223	2790,812	0,920	93216,993	193469,026
0,880	2,019	2,707	58,136	2660,845	0,920	93216,993	188189,931
0,870	1,962	2,654	57,041	2532,817	0,920	93216,993	182919,650
0,860	1,906	2,600	55,940	2406,849	0,920	93216,993	177665,800
0,850	1,850	2,547	54,835	2283,061	0,920	93216,993	172435,996
0,840	1,794	2,493	53,728	2161,575	0,920	93216,993	167237,855

Таблица 7.3. (Продолжение)

$\bar{n}_{нд}$	$T_{т}^*$	$G_{в}$	$G_{т,ч}$	$G_{т}$	$\pi_{с}$	$e_{с}$	$C_{с}$	P	$C_{уд}$
1	955,354	64,457	3969,643	64,271	2,321	1,232	633,002	40683,458	0,098
0,99	941,483	63,667	3837,760	63,459	2,275	1,226	621,731	39454,671	0,097
0,98	927,436	62,847	3706,437	62,620	2,230	1,220	610,118	38205,633	0,097
0,97	913,223	62,001	3575,787	61,755	2,183	1,214	598,159	36939,052	0,097
0,96	898,855	61,130	3445,920	60,865	2,136	1,207	585,848	35657,558	0,097
0,95	884,342	60,236	3316,948	59,953	2,088	1,200	573,179	34363,695	0,097
0,94	869,694	59,321	3188,981	59,020	2,040	1,194	560,144	33059,912	0,096
0,93	854,922	58,387	3062,131	58,070	1,992	1,186	546,733	31748,549	0,096
0,92	840,035	57,435	2936,509	57,102	1,943	1,179	532,935	30431,833	0,096
0,91	825,045	56,469	2812,227	56,121	1,894	1,172	518,738	29111,857	0,097
0,9	809,962	55,489	2689,395	55,126	1,845	1,164	504,127	27790,575	0,097
0,89	794,796	54,498	2568,125	54,121	1,796	1,156	489,084	26469,776	0,097
0,88	779,557	53,497	2448,529	53,107	1,747	1,149	473,588	25151,068	0,097
0,87	764,257	52,489	2330,716	52,087	1,698	1,140	457,616	23835,849	0,098
0,86	748,904	51,476	2214,799	51,062	1,650	1,132	441,139	22525,278	0,098
0,85	733,511	50,459	2100,889	50,034	1,601	1,124	424,120	21220,229	0,099
0,84	718,086	49,441	1989,097	49,004	1,553	1,115	406,519	19921,240	0,100

б) Порядок расчёта дроссельной характеристики ТРДФ на форсажном режиме

Для ТРД, снабженных форсажной камерой, дроссельные характеристики на форсированных режимах рассчитываются в диапазоне режимов от полного форсированного режима («полного форсажа») с максимальной температурой газа на выходе из форсажной камеры $T_{ф,макс}^*$ до минимального форсированного режима с температурой $T_{ф,мин}^*$, которая в данном примере принята равной

$T_{т.маx}^* + 100$ К. Значение $T_{т.маx}^*$ соответствует полной температуре газа за турбиной на максимальном режиме работы двигателя, т.е. без форсажа.

Расчет дроссельной характеристики на форсаже ведется после расчёта дроссельной характеристики на безфорсажном режиме в следующем порядке.

Выбирается несколько (4 ... 5) значений температуры $T_{ф}^*$ в диапазоне от $T_{ф.маx}^*$ до $T_{ф.мин}^*$ (включая эти крайние значения) и для каждого из них определяются:

- $c_{п\Sigma} = [0,883 + 0,000209 \cdot (T_{ф}^* + 0,48T_{в}^*)]$, кДж/(кг·К) – условная суммарная теплоёмкость процесса подвода теплоты в основной и форсажной камере сгорания [3];
- $G_{т.ч.\Sigma} = 3600G_{в}(1 - g_{отб}) \frac{c_{п\Sigma}(T_{ф}^* - T_{в}^*)}{u_{п\Sigma}}$ – суммарный расход топлива в основной и форсажной камере сгорания, где $G_{в}$ – расход воздуха на максимальном безфорсажном режиме работы двигателя;
- $G_{г.ф} = G_{в}(1 - g_{отб}) + \frac{G_{т.ч.\Sigma}}{3600}$ – расход газа через критическое сечение сопла;
- степень понижения давления в сопле

$$c_{с.ф} = \pi_{с.ф.p} = \sigma_{фк.ф} \sigma_{рс.ф} \pi_{ткм}^* p_{в}^* / p \quad ,$$

$$e_{с.ф} = c_{с.ф}^{\frac{k_{г.ф}-1}{k_{г.ф}}} \text{ – при } k_{г.ф} = 1,25;$$

Примечание. Значение $\pi_{ткм}^*$ и $G_{в}$ определены при расчёте скоростной характеристики двигателя на максимальном режиме.

- $c_{с.ф} = \varphi_{с.ф} \sqrt{2c_{р.г.ф} T_{ф}^* \left(1 - \frac{1}{e_{с.ф}}\right)}$, м/с – скорость истечения газа из сопла;
- $P_{ф} = G_{г.ф} c_{с.ф} - G_{в} V$, Н; $c_{уд.ф} = G_{т.ч.\Sigma} / P_{ф}$, кг/(Н·ч) – тяга и удельный расход топлива в двигателе на форсажном режиме.

Порядок расчёта дроссельной характеристики двигателя на форсаже представлен в табл. 7.4.

Таблица 7.4. Порядок расчёта и значение параметров для построения дроссельной характеристики двигателя на форсаже на $H=0$, $M=0$

$T_{ф}^*$	$c_{п\Sigma}$	$G_{т.ч.\Sigma}$	$G_{г.ф}$	$\pi_{с.ф}$	$e_{с.ф}$	$c_{с.ф}$	$P_{ф}$	$C_{уд.ф}$
2000	1,330	9521,502	50,099	1,474	1,081	636,419	31884,021	0,299
1800	1,288	8144,867	49,717	1,474	1,081	603,760	30016,961	0,271
1600	1,246	6838,155	49,354	1,474	1,081	569,231	28093,646	0,243
1400	1,204	5601,367	49,010	1,474	1,081	532,467	26096,269	0,215
1200	1,163	4434,502	48,686	1,474	1,081	492,968	24000,665	0,185
1100	1,142	3877,291	48,531	1,474	1,081	471,981	22905,834	0,169
1050	1,131	3605,240	48,456	1,474	1,081	461,130	22344,345	0,161

Примеры дроссельных характеристик двигателя, построенных в различных координатах, приведены на рис. 7.5 ... 7.7.

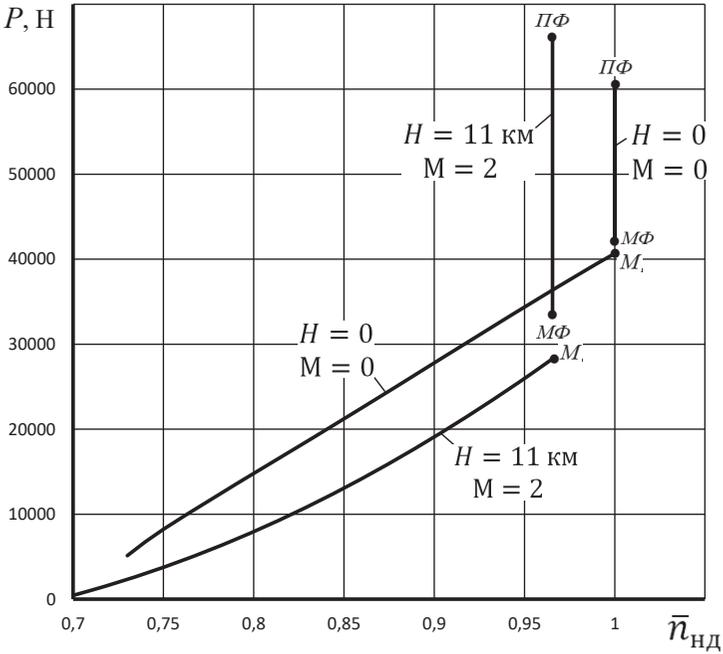


Рис. 7.5. Дроссельная характеристика двигателя

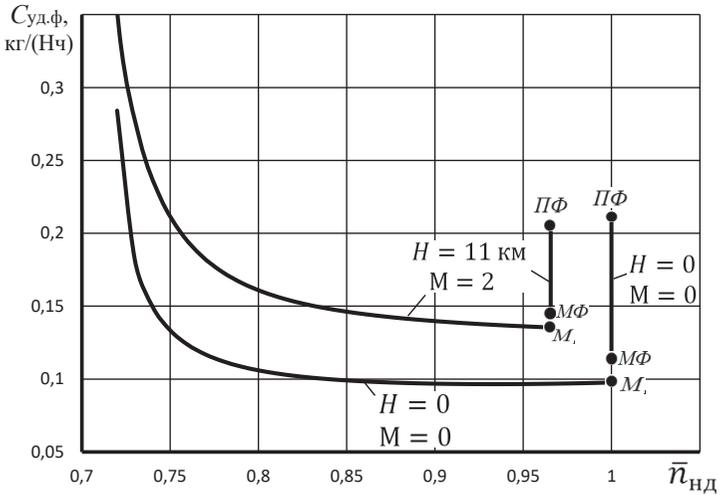


Рис. 7.6. Дроссельная характеристика двигателя

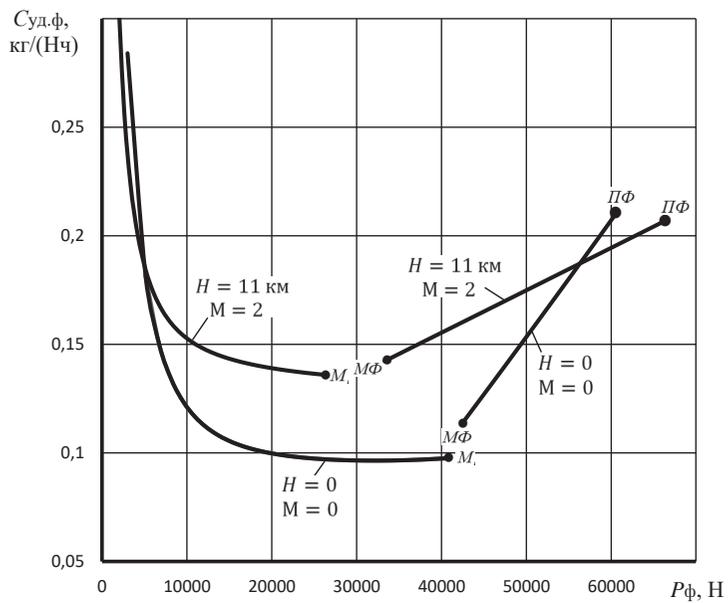


Рис. 7.7. Дроссельная характеристика двигателя

Раздел 3. Расчет параметров и эксплуатационных характеристик ТРДД со смешением потоков

В настоящее время основные параметры и эксплуатационные характеристики авиационных ГТД определяются, в основном, путем их расчета с использованием характеристик элементов силовой установки с учетом принятой программы её регулирования и эксплуатационных ограничений.

В данном разделе изложена методика термодинамического расчёта и эксплуатационных характеристик двухвальных авиационных ТРДД со смешением потоков (ТРДДсм). При этом методика указанных расчётов изложена при следующих условиях и допущениях.

Основные допущения, сокращения и обозначения

В данной методике при расчёте параметров и характеристик ТРДДсм приняты следующие условия и допущения.

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 заданных (расчетных) условиях полета.

3. Показатели адиабаты и значения газовой постоянной для воздуха и продуктов сгорания топлива не зависят от условий полета и режима работы двигателя. В методике заложены следующие их значения [5]:

– 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 и сопла $k_{г.н} = 1,33$; $R_{г.н} = 287,4$ Дж/(кг·К);

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

5. Считается, что в ТРДДсм за турбиной происходит полное смешение потоков еще до входа в сопло.

6. Расчет параметров потока на выходе из камеры смешения ведется по приближенной методике, изложенной в учебнике [3].

7. Перепад в сопле двигателя на всех рассматриваемых режимах близок к критическому или превышает его, так что значение $q(\lambda_{кр})$ в минимальном сечении сопла практически не отличается от единицы (и принимается равным ей); расширение газа (воздуха) в сопле – полное, т.е. до атмосферного давления.

8. Характеристика входного устройства используется в виде типовой зависимости $\sigma_{вх} = f(M)$ (рис. 1.2).

9. В двигателе применены только осевые компрессоры.

10. Турбина высокого давления считается работающей на всех рассматриваемых режимах с неизменными значениями π_r^* , η_r^* и параметра расхода

$$G_r \sqrt{\frac{T_r^*}{p_r^*}}.$$

11. Для камеры сгорания принимается, что значения коэффициента полноты сгорания топлива и η_r и коэффициента потерь полного давления в ней σ_{kc} неизменны на всех режимах её работы;

ТРДДсм – турбореактивный двухконтурный двигатель со смешением потоков газа внутреннего контура и воздуха наружного контура;

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;

c – скорость (абсолютная) воздуха или газа (продуктов сгорания), м/с;

$c_{п}$ – условная теплоемкость процесса подвода теплоты при горении

керосина в воздухе, кДж/(кг·К)[3];

$$c_p = \frac{k}{k-1} R = 1004,7 \text{ Дж/(кг·К)} - \text{теплоемкость воздуха (при } p = \text{const});$$

$$c_{p \text{ г.в}} = \frac{k_{г.в}}{k_{г.в}-1} R_{г.в} = 1246,3 \text{ Дж/(кг·К)} - \text{теплоемкость газа в ТВД};$$

$$c_{p \text{ г.н}} = \frac{k_{г.н}}{k_{г.н}-1} R_{г.н} = 1158,3 \text{ Дж/(кг·К)} - \text{теплоемкость газа в ТНД и в}$$

сопле;

$c_{уд}$ – удельный расход топлива, кг/(Н·ч);

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

G_1 – расход воздуха через компрессор внутреннего (первого) контура ТРДДсм, кг/с;

G_2 – расход воздуха через наружный (второй) контур, кг/с;

$G_{т.ч}$ – часовой расход топлива в основной камере сгорания, кг/ч;

$G_{т}$ – секундный расход топлива в основной камере сгорания, кг/с;

$$\bar{G}_{г.в} = \frac{G_{г.ТВД}}{G_1} - \text{отношение расхода газа через ТВД к } G_1;$$

$$\bar{G}_{г.н} = \frac{G_{г.ТНД}}{G_1} - \text{отношение расхода газа через ТНД к } G_1;$$

$g_r = \frac{G_r}{G_{kc}}$ – относительный расход топлива в камере сгорания, где G_{kc} – расход воздуха через камеру сгорания;

$g_{\text{охл}} = \frac{G_{\text{охл}}}{G_1}$ – относительный расход воздуха, отбираемого из-за КВД на охлаждение турбины;

$g_{\text{отб}} = \frac{G_{\text{отб}}}{G_1}$ – относительный расход воздуха, отбираемого из-за КВД на самолетные нужды;

H – высота полета, км;

H_u – теплотворная способность (низшая удельная теплота сгорания) топлива, Дж/кг;

k – показатель адиабаты;

M_H – число Маха полета самолета на данной высоте;

$m = G_2 / G_1$ – 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;

Δ^* – степень подогрева рабочего тела в газогенераторе или турбокомпрессорном модуле;

η^* – коэффициент полезного действия (КПД) компрессора (турбины);

η – коэффициент выделения тепла (полноты сгорания), механический КПД;

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

μ – средний коэффициент нагрузки ступеней компрессора (турбины);

π – степень повышения или понижения давления в элементе двигателя или его модуле;

σ – коэффициент восстановления (сохранения) полного давления;

τ^* – степень повышения температуры воздуха в компрессоре, газогенераторе или ТКМ;

φ_c – коэффициент скорости сопла двигателя.

Индексы характерных сечений газозоудушного тракта указаны ниже на схеме двигателя (рис. 1.1).

Глава 1. Термодинамический расчет ТРДДсм

1.1. Исходные данные

Схема ТРДДсм с со смешением потоков с указанием принятых обозначений различных сечений его проточной части приведена на рис. 1.1.

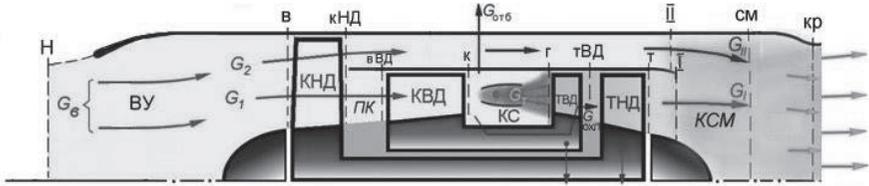


Рис. 1.1. Схема ТРДЦсм со смешением потоков

Обычно расчётный режим двигателя соответствует значениям $H=0$ и $M=0$.

В данной методике для проведения термодинамического расчёта ТРДЦсм задаются следующие значения параметров двигателя на расчётном режиме его работы:

- P – тяга двигателя на максимальном режиме его работы;
- T_r^* – температура газа перед турбиной;
- $m = G_2/G_1$ – степень двухконтурности, где G_1 – расход воздуха через внутренний контур двигателя, а G_2 – через наружный контур;
- $\pi_{к\sigma}$ – суммарная степень повышения давления в компрессоре;
- $\sigma_{вх}$ – коэффициент сохранения полного давления в воздухозаборнике на заданном числе M_H полёта самолёта, который следует определить по его характеристике.

Типичная зависимость $\sigma_{вх}$ от числа Маха полёта самолёта для дозвукового воздухозаборника представлена численно в таблице 1.1, а графически – на рис. 1.2 [1]. В этой же таблице представлен полином, с помощью которого с достаточной большой точностью аппроксимируется эта зависимость.

Таблица 1.1. Характеристика дозвукового воздухозаборника

Дозвуковой воздухозаборник	Мн	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4
	$\sigma_{вх}$		0,96	0,973	0,978	0,98	0,978	0,974	0,96

$$\sigma_{вх} = 0,0681 \cdot M_H^5 - 0,2715 \cdot M_H^4 + 0,3727 \cdot M_H^3 - 0,2614 \cdot M_H^2 + 0,1054 \cdot M_H + 0,96$$

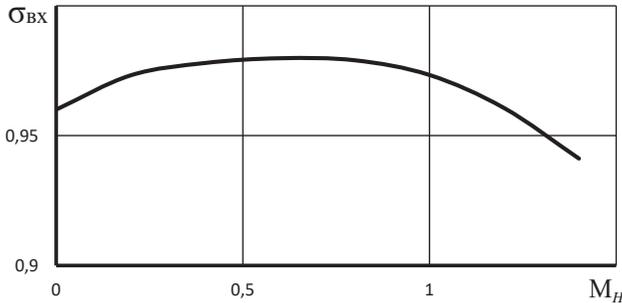


Рис. 1.2. Типичная зависимость $\sigma_{вх}$ дозвукового воздухозаборника от числа Маха

- $\sigma_{кк} = 0,94 \dots 0,96$ – коэффициент сохранения полного давления в основной камере сгорания;
- $\sigma_{п} = 0,96 \dots 0,98$ – коэффициент сохранения полного давления в канале наружного контура;
- $\sigma_{см} = 0,98 \dots 0,99$ – коэффициент сохранения полного давления в камере смешения;
- $\sigma_{пк} = 0,985 \dots 0,99$ – коэффициент сохранения полного давления в переходном канале между КНД и КВД;
- $\sigma_{зд} \approx 0,99$ – коэффициент сохранения полного давления в затурбинном диффузоре;
- $\sigma_{кр} = 0,985 \dots 0,99$ – коэффициент сохранения полного давления в канале сопла до его критического сечения;
- $g_{отб} = \frac{G_{отб}}{G_1}$ – относительный расход воздуха, отбираемого на нужды самолета из внутреннего контура двигателя ($g_{отб} \approx 0,03$);
- $g_{охл} = \frac{G_{охл}}{G_1}$ – относительный расход воздуха, отбираемого на охлаждение турбины. Обычно $g_{охл} = 0,03 \dots 0,06$;
- $\eta_r = \frac{Q}{Q_0}$ – коэффициент полноты сгорания (выделения тепла) в камере сгорания, где Q – количество теплоты, реально подведённой к воздуху в камере сгорания, а Q_0 – теоретически возможное его значение, которое выделилось бы в камере сгорания при полном сгорании топлива и при отсутствии потерь теплоты через её стенки. Для современных камер сгорания $\eta_r = 0,98 \dots 0,99$.
- $\eta_{кнд}^* = L_{кнд,ад}^*/L_{кнд}$ – КПД компрессора низкого давления (вентилятора), где $L_{кнд,ад}^*$ адиабатическая работа сжатия (повышения давления) воздуха в КНД, а $L_{кнд}$ – работа, затрачиваемая на вращение ротора КНД. Аналогично для КВД $\eta_{квд}^* = L_{квд,ад}^*/L_{квд}$ – КПД компрессора высокого давления. КПД трансзвуковых КНД в двигателях с малой и средней степенью двухконтурности на расчетном режиме работы обычно находятся в пределах $0,83 \dots 0,86$, а каскада

высокого давления – в пределах 0,86...0,88. В одноступенчатых вентиляторах $\eta_{\text{кнд}}^*$ может также достигать значения 0,86...0,88;

– относительная плотность тока на входе в КНД и КВД соответственно $q(\lambda_v)$ и $q(\lambda_v)_{\text{ВД}}$. Их значения определяются в рабочей точке из заданных характеристик этих компрессоров;

– $\eta_{\text{твд}}^* = L_{\text{твд}}/L_{\text{твд.ад}}^*$ – КПД турбины высокого давления, где $L_{\text{твд}}$ – работа, совершаемая газом при его расширении в турбине, а $L_{\text{твд.ад}}^*$ – адиабатическая работа расширения газа в турбине. Аналогично для ТНД $\eta_{\text{тнд}}^* = L_{\text{тнд}}/L_{\text{тнд.ад}}^*$. Обычно $\eta_{\text{твд}}^* = 0,88...0,9$, а $\eta_{\text{тнд}}^* = 0,89...0,92$;

– $\eta_{\text{мнд}} = N_{\text{кнд}}/N_{\text{тнд}}$ – механический КПД ротора низкого давления, равный отношению мощности $N_{\text{кнд}}$, необходимой для вращения каскада КНД, к мощности $N_{\text{тнд}}$, вырабатываемой турбиной низкого давления. Аналогично для ротора высокого давления $\eta_{\text{мвд}} = N_{\text{квд}}/N_{\text{твд}}$. В расчётах он принимается (для упрощения) одинаковым для обоих роторов и равным 0,99 ... 0,995;

– $\varphi_c = c_c/c_{\text{с.ид}}$ – коэффициент скорости реактивного сопла. Здесь c_c – действительная скорость истечения газа из сопла, а $c_{\text{с.ид}}$ – идеальная скорость при адиабатическом истечении из сопла без учёта потерь. По статистическим данным $\varphi_c = 0,985 ... 0,995$;

– λ_1 – приведенная скорость (числа λ_1) на входе в камеру смешения в потоке, выходящем из внутреннего контура. Она находится в пределах 0,35 – 0,5;

– H_u – теплотворная способность топлива. Для авиационных керосинов можно принять, что $H_u = 43100$ кДж/кг;

– L_0 – стехиометрический коэффициент, т.е. количество воздуха, необходимое для сгорания 1 кг топлива. Для авиационных керосинов $L_0 \approx 14,9$;

1.2. Алгоритм термодинамического расчёта ТРДДсм

Прежде чем приступить к соответствующим расчетам, необходимо предварительно определить температуру и давление заторможенного потока воздуха на входе в КНД, а также скорость полета в расчетных для двигателя условиях, т.е. при заданных значениях высоты H и числа M полёта самолёта:

$$T_{\text{в}}^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right), \text{ К}; \quad p_{\text{в}}^* = p \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \text{ Па};$$

$$V = M \sqrt{kRT}, \text{ м/с},$$

где значения температуры и давления атмосферного воздуха в расчетных условиях полета необходимо определить из таблиц стандартной атмосферы.

Необходимое для определения $p_{\text{в}}^*$ значение $\sigma_{\text{вх}}$ для заданного значения M_H определяется по таблице 1.1 или рис. 1.2. Для стендовых условий (лемнискатный вход) принимается, что $\sigma_{\text{вх}} = 1$.

Весь алгоритм последующих расчетов, включая соответствующие таблицы, изложен применительно к ТРДДсм двухвальной схемы, по которой выполнено большинство современных авиационных турбореактивных двигателей.

Последовательность термодинамического расчёта ТРДДсм

Обычно термодинамический расчёт двигателя производится на расчётном для двигателя режиме при оптимальном значении степени повышения давления в вентиляторе, т.е. при $\pi_{кнд}^* = \pi_{кнд,опт}^*$ [4,9].

Примечание. Методика определения $\pi_{кнд,опт}^*$ изложена ниже в пункте 1.3.

При этом значении $\pi_{кнд}^* = \pi_{кнд,опт}^*$ необходимо определить:

1. Значение $e_{кнд}^* = \pi_{кнд}^* \frac{k-1}{k}$, $k=1,4$.

2. Полное давление в сечении за компрессором низкого давления (КНД) (см. рис. 1.1)

$$p_{кнд}^* = p_v^* \pi_{кнд}^*, \text{ Па.}$$

3. Полное давление в сечении на входе в компрессор высокого давления (КВД)

$$p_{ввд}^* = p_{кнд}^* \sigma_{пк}, \text{ Па,}$$

где $\sigma_{пк}$ – заданное в исходных данных значение коэффициента потерь полного давления в переходном канале между КНД и КВД.

4. Степень подогрева воздуха в компрессоре низкого давления

$$\tau_{кнд}^* = 1 + \frac{e_{кнд}^* - 1}{\eta_{кнд}^*},$$

где $\eta_{кнд}^*$ – заданное в исходных данных значение коэффициента полезного действия КНД.

5. Полную температуру за КНД, которая равна полной температуре на входе в КВД

$$T_{кнд}^* = T_{ввд}^* = T_v^* \tau_{кнд}^*, \text{ К.}$$

6. Работу, затрачиваемую на вращение ротора КНД. В соответствии с уравнением сохранения энергии

$$L_{кнд} = c_p (T_{кнд}^* - T_v^*), \text{ Дж/кг,}$$

где c_p – теплоёмкость при постоянном давлении. Для воздуха $c_p=1004,7$ Дж/кг/К.

7. Полное давление воздуха, текущего в наружном контуре, в сечении II-II на входе в камеру смешения (рис. 1.1)

$$p_{II}^* = \sigma_{II} p_v^* \pi_{кнд}^* = \sigma_{II} p_{кнд}^*, \text{ Па,}$$

где σ_{II} – заданное в исходных данных значение коэффициента потерь полного давления в наружном контуре.

8. Степень повышения полного давления в КВД

$$\pi_{квд}^* = \pi_{к\sigma}^* / \pi_{кнд}^*,$$

где $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ – заданное в исходных данных значение суммарной степени повышения давления воздуха в обоих компрессорах.

$$9. \text{ Значение } e_{\text{КВД}}^* = \pi_{\text{КВД}}^* \frac{k-1}{k}, \quad k=1,4.$$

10. Степень подогрева воздуха в компрессоре высокого давления

$$\tau_{\text{КВД}}^* = 1 + \frac{e_{\text{КВД}}^* - 1}{\eta_{\text{КВД}}^*},$$

где $\eta_{\text{КВД}}^*$ – заданное в исходных данных значение коэффициента полезного действия КВД.

11. Полную температуру и давление за компрессором, которые, соответственно, равны полной температуре и давлению за КВД,

$$T_{\text{к}}^* = T_{\text{КВД}}^* = T_{\text{ВВД}}^* \tau_{\text{КВД}}^*, \quad \text{К}; \quad p_{\text{к}}^* = p_{\text{ВВД}}^* \pi_{\text{КВД}}^*, \quad \text{Па}$$

12. Работу, затрачиваемую на вращение ротора КВД. В соответствии с уравнением сохранения энергии

$$L_{\text{КВД}} = c_p (T_{\text{к}}^* - T_{\text{ВВД}}^*), \quad \text{Дж/кг},$$

где для воздуха $c_p = 1004,7 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$.

13. Условную теплоёмкость процесса подвода тепла в камере сгорания, которая вычисляется по следующей эмпирической формуле [3]

$$c_{\text{п}} = [0,883 + 0,000209 \cdot (T_{\text{г}}^* + 0,48T_{\text{к}}^*)], \quad \text{кДж/(кг}\cdot\text{К)},$$

где $T_{\text{г}}^*$ – заданное в исходных данных значение полной температуры газа перед турбиной.

14. Относительный расход топлива в камере сгорания

$$g_{\text{т}} = \frac{G_{\text{т}}}{G_{\text{кс}}} = \frac{c_{\text{п}}(T_{\text{г}}^* - T_{\text{к}}^*)}{\eta_{\text{г}} H_{\text{и}}},$$

где $\eta_{\text{г}}$ – заданное в исходных данных значение коэффициента полноты сгорания топлива в камере сгорания,

$$G_{\text{кс}} = G_1 - G_{\text{отб}} - G_{\text{охл}} = G_1 (1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})$$

расход воздуха через камеру сгорания, а $H_{\text{и}}$ – теплотворная способность топлива, т.е. количество тепла, выделяемого при полном сгорании 1 кг топлива. Для авиационного керосина $H_{\text{и}} \approx 43100 \text{ кДж/кг}$.

15. Отношение расхода газа через турбину высокого давления (ТВД) к расходу воздуха в сечении на входе во внутренний контур двигателя G_1

$$\bar{G}_{\text{г.в}} = \frac{G_{\text{г.ТВД}}}{G_1} = (1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})(1 + g_{\text{т}}),$$

где $g_{\text{отб}}$ и $g_{\text{охл}}$ – заданные в исходных данных значения относительных отборов воздуха на самолётные нужды и охлаждение турбины высокого давления соответственно.

16. Работу, создаваемую ТВД при расширении газа в ней

$$L_{\text{ТВД}} = L_{\text{КВД}} / \bar{G}_{\text{г.в}} / \eta_{\text{м}}, \quad \text{Дж/кг},$$

где $\eta_{\text{м}} = \frac{N_{\text{КВД}}}{N_{\text{ТВД}}}$ – заданное в исходных данных значение механического КПД

ТВД. Он равен отношению мощности, потребной для вращения компрессора высокого давления, к мощности, вырабатываемой турбиной высокого давления.

17. Значение

$$e_{\text{ТВД}}^* = 1 / \left(1 - \frac{L_{\text{ТВД}}}{c_{\text{рг.в}} \eta_{\text{ТВД}}^* T_{\text{г}}^*} \right), \quad c_{\text{рг.в}} = 1246,3 \text{ Дж/кг/К},$$

где $\eta_{\text{ТВД}}^*$ – заданное в исходных данных значение коэффициента полезного действия ТВД, а $c_{\text{рг.в}}$ – теплоёмкость при постоянном давлении газа, текущего через ТВД.

18. Степень понижения давления газа в турбине высокого давления в параметрах заторможенного потока

$$\pi_{\text{ТВД}}^* = e_{\text{ТВД}}^* \frac{k_{\text{г.в}}}{k_{\text{г.в}} - 1}, \quad k_{\text{г.в}} = 1,3.$$

19. Полное давление и температуру газа в сечении за турбиной высокого давления

$$p_{\text{ТВД}}^* = p_{\text{к}}^* \sigma_{\text{к}} / \pi_{\text{ТВД}}^*, \text{ Па}; \quad T_{\text{ТВД}}^{*'} = T_{\text{г}}^* - L_{\text{ТВД}} / c_{\text{рг.в}},$$

где $\sigma_{\text{к}}$ – заданное в исходных данных значение коэффициента потерь полного давления в камере сгорания, а $T_{\text{ТВД}}^{*'}$ – температура газа за ТВД без учёта подмешивания к нему воздуха, охлаждающего ТВД.

20. Отношение расхода газа через турбину низкого давления (ТНД) к расходу воздуха в сечении на входе во внутренний контур двигателя G_1

$$\bar{G}_{\text{г.н}} = \frac{G_{\text{г.ТНД}}}{G_1} = \bar{G}_{\text{г.в}} + g_{\text{охл}}.$$

21. Полную температуру газа в сечении за турбиной высокого давления.

Как было отмечено выше, охлаждающий ТВД воздух отбирается из-за КВД с температурой $T_{\text{к}}^*$ и давлением $p_{\text{к}}^*$ и поступает в проточную часть двигателя после ТВД.

Полную температуру смеси газа и охлаждающего воздуха за ТВД определим из уравнения сохранения энергии, согласно которому

$$i_{\text{ТВД}}^{*'} G_{\text{г.ТВД}} + i_{\text{охл}}^* G_{\text{охл}} = i_{\text{ТВД}}^* G_{\text{г.ТНД}}.$$

Здесь:

– $i_{\text{ТВД}}^{*'} = c_{\text{рг.в}} T_{\text{ТВД}}^{*'}$ – удельная полная энтальпия газа за ТВД без учёта подмешивания к нему воздуха, охлаждающего ТВД;

– $i_{\text{охл}}^* = c_p T_{\text{к}}^*$ – удельная полная энтальпия охлаждающего воздуха, поступившего в проточную часть за ТВД;

– $i_{\text{ТВД}}^* = c_{\text{р.см}} T_{\text{ТВД}}^*$ – удельная полная энтальпия смеси газа и охлаждающего воздуха за ТВД,

где $c_{\text{р.см}} = (\bar{G}_{\text{г.в}} \cdot c_{\text{рг.в}} + g_{\text{охл}} \cdot c_p) / (\bar{G}_{\text{г.в}} + g_{\text{охл}})$ – теплоёмкость смеси газа и охлаждающего воздуха за ТВД;

– $G_{\text{г.ТВД}} = \bar{G}_{\text{г.в}} G_1$ – расход газа через ТВД;

– $G_{\text{охл}} = g_{\text{охл}} G_1$ – расход охлаждающего воздуха, поступившего в проточную часть двигателя за ТВД;

– $G_{\text{г.ТНД}} = \bar{G}_{\text{г.н}} G_1$ – расход смеси газа и охлаждающего воздуха через ТНД.

Тогда

$$T_{\text{ТВД}}^* = \frac{c_{\text{рг.в}} T_{\text{ТВД}}^{*'} \bar{G}_{\text{г.в}} + c_p T_{\text{к}}^* g_{\text{охл}}}{c_{\text{р.см}} (\bar{G}_{\text{г.в}} + g_{\text{охл}})}.$$

22. Работу, создаваемую ТНД при расширении газа в ней

$$L_{\text{ТНД}} = L_{\text{кНД}}(1 + m)/\bar{G}_{\text{г.н}}/\eta_{\text{м}}, \text{ Дж/кг},$$

где $\eta_{\text{м}} = \frac{N_{\text{кНД}}}{N_{\text{ТНД}}}$ – заданное в исходных данных значение механического КПД ТНД, а m – степень понижения давления газа в турбине.

23. Значение

$$e_{\text{ТНД}}^* = 1/\left(1 - \frac{L_{\text{ТНД}}}{c_{\text{р.см}}\eta_{\text{ТНД}}^*T_{\text{ТВД}}^*}\right), \text{ принимая, что } c_{\text{р.см}} \approx c_{\text{р.г}} = 1158,3 \text{ Дж/кг/К}.$$

24. Степень понижения давления газа в турбине низкого давления в параметрах заторможенного потока

$$\pi_{\text{ТНД}}^* = e_{\text{ТНД}}^* \frac{k_{\text{г.н}}}{k_{\text{г.н}} - 1}, \text{ где } k_{\text{г.н}} = 1,33.$$

25. Полное давление газа в сечении за турбиной (за турбиной низкого давления)

$$p_{\text{т}}^* = p_{\text{ТВД}}^*/\pi_{\text{ТНД}}^*, \text{ Па}.$$

26. Полную температуру газа в сечении за турбиной (за турбиной низкого давления)

$$T_{\text{т}}^* = T_{\text{ТВД}}^* - L_{\text{ТНД}}/c_{\text{р.г}}, \text{ К, где } c_{\text{р.г}} = 1158,3 \text{ Дж/кг/К}.$$

27. Полную температуру смеси газа внутреннего контура и воздуха наружного контура в сечении за камерой смешения.

$$T_{\text{см}}^* = (T_{\text{т}}^* + mT_{\text{кНД}}^*)/(1 + m), \text{ К}.$$

28. Полное давление смеси газа внутреннего контура и воздуха наружного контура в сечении $см-см$ на выходе из камеры смешения, осреднённое по площадям проточной части двигателя в сечении $I-I$ и в сечении $II-II$ (см. рис. 1.1)

$$p_{\text{см}}^* = \sigma_{\text{см}} \frac{p_{\text{I}}^* + \bar{F}_{\text{II}} p_{\text{II}}^*}{1 + \bar{F}_{\text{II}}}, \text{ Па}.$$

где $\bar{F}_{\text{II}} = \frac{F_{\text{II}}}{F_{\text{I}}}$ – отношение площади F_{II} проточной части двигателя в сечении

$II-II$ к площади F_{I} проточной части в сечении $I-I$, $p_{\text{I}}^* = \sigma_{\text{зд}} p_{\text{т}}^*$, а $\sigma_{\text{см}}$ и $\sigma_{\text{зд}}$ – заданные в исходных данных значения коэффициентов потерь полного давления в камере смешения и в затурбинном диффузоре соответственно.

Для определения значения \bar{F}_{II} воспользуемся уравнениями расхода газа и воздуха в сечениях $I-I$ и $II-II$ в следующем виде

$$G_{\text{I}} = m_{\text{г}} \frac{p_{\text{I}}^*}{\sqrt{T_{\text{I}}^*}} q(\lambda_{\text{I}}) F_{\text{I}}, \quad G_{\text{II}} = m_{\text{в}} \frac{p_{\text{II}}^*}{\sqrt{T_{\text{II}}^*}} q(\lambda_{\text{II}}) F_{\text{II}},$$

где $q(\lambda_{\text{г}})$ и $q(\lambda_{\text{II}})$ – относительные плотности тока в этих сечениях соответственно, а $T_{\text{II}}^* = T_{\text{кНД}}^*$ – полная температура воздуха в сечении $II-II$, которая равна полной температуре воздуха за КНД.

Учтём, что расход газа $G_{\text{I}} = G_{\text{г.ТНД}} = \bar{G}_{\text{г.н}} G_{\text{I}}$, а $G_{\text{II}} = G_{\text{2}}$, если отсутствует отбор воздуха из наружного контура. Тогда, разделив G_{II} на G_{I} , получим

$$\bar{F}_{\text{II}} = \frac{F_{\text{II}}}{F_{\text{I}}} = 0,983 \frac{p_{\text{I}}^* q(\lambda_{\text{I}})}{\bar{G}_{\text{г.н}} p_{\text{II}}^* q(\lambda_{\text{II}})} m \sqrt{\frac{T_{\text{кНД}}^*}{T_{\text{т}}^*}}.$$

Здесь отношение коэффициентов в уравнениях расхода $\frac{m_r}{m_b} = 0,983$, а $m = \frac{G_2}{G_1}$ – степень двухконтурности двигателя, значение которой задано в исходных данных.

Относительную плотность тока $q(\lambda_I)$, входящую в выражение для \bar{F}_{II} , определим по заданному в исходных данных значению приведенной скорости λ_I в сечении $I-I$

$$q(\lambda_I) = \lambda_I \left[\left(1 - \frac{k_{г.н}-1}{k_{г.н}+1} \lambda_I^2 \right) \frac{k_{г.н}+1}{2} \right]^{\frac{1}{k_{г.н}-1}}, \quad k_{г.н} = 1,33.$$

Для определения $q(\lambda_{II})$ учтём, что, как установлено экспериментально, при встрече потока газа внутреннего контура и воздуха наружного контура на входе в камеру смешения в сечениях $I-I$ и $II-II$ их статические давления выравниваются, т.е. устанавливается одинаковое статическое давление $p = p_I = p_{II}$.

Используя это условие, вначале определим газодинамическую функцию $\Pi(\lambda_I)$ в сечении $I-I$ на выходе из внутреннего контура

$$\Pi(\lambda_I) = \frac{p_I}{p_I^*} = \left(1 - \frac{k_{г.н}-1}{k_{г.н}+1} \lambda_I^2 \right)^{\frac{k_{г.н}}{k_{г.н}-1}}, \quad k_{г.н}=1,33,$$

откуда следует, что

$$p_I = p_I^* \Pi(\lambda_I), \quad \text{Па.}$$

Далее, так как $p_{II} = p_I$, последовательно определим

$$\Pi(\lambda_{II}) = \frac{p_{II}}{p_{II}^*} = \frac{p_I}{p_{II}^*},$$

$$\lambda_{II} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \Pi(\lambda_{II})^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad q(\lambda_{II}) = \lambda_{II} \left[\left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{II}^2 \right) \frac{k+1}{2} \right]^{\frac{1}{k-1}}, \quad k = 1,4.$$

29. Располагаемую степень понижения давления в сопле

$$\pi_{с.р} = \frac{p_{с.р}^*}{p_H}.$$

30. Значение

$$e_c = \frac{k_{г.н}-1}{c_{с.р}^{k_{г.н}}}, \quad k_{г.н}=1,33.$$

31. Скорость истечения газа из сопла

$$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{р.г.н} T_{с.р}^* \left(1 - \frac{1}{e_c} \right)}, \quad \text{м/с,}$$

где $c_{р.г.н} = 1158,3$ Дж/кг/К, а $\varphi_c = c_c / c_{с.ид}$ – заданное в исходных данных значение коэффициента скорости реактивного сопла.

32. Удельную тягу двигателя

$$P_{уд} = \left(\frac{G_{г.н}+m}{1+m} \right) c_c - V, \quad \text{Н/(кг/с).}$$

33. Удельный расход топлива

$$c_{уд} = \frac{3600 g_T (1 - g_{охл} - g_{отб})}{P_{уд}(1+m)}, \quad \text{кг/(ч·Н).}$$

34. Потребный для получения заданной тяги расход воздуха через двигатель и его распределение по контурам:

$$G_B = \frac{P}{P_{уд}}, \quad G_1 = G_B / (1 + m), \quad G_2 = mG_1, \quad \text{кг/с.}$$

1.3. Определение оптимальной степени повышения давления в вентиляторе (компрессоре низкого давления) ТРДДсм

Оптимальным называется такое значение $\pi_{кнд}^*$, при котором удельная тяга $P_{уд} = \left(\frac{\bar{c}_{гн} + m}{1 + m} \right) c_c - V$ максимальна. При этом значении $\pi_{кнд}^*$ одновременно обеспечивается и минимум удельного расхода топлива

$$c_{уд} = \frac{3600 \cdot Q}{u \cdot \eta_{г} \cdot P_{уд} (1 + m)}.$$

При заданной скорости полета V максимальное значение $P_{уд}$ соответствует максимальной скорости истечения газов из сопла

$$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_p T_{см}^* \left[1 - \left(p_H / p_{см}^* \right)^{\frac{k_{гн} - 1}{k_{гн}}} \right]}.$$

Как видно, ее величина зависит от температуры смеси газа внутреннего контура и воздуха наружного контура после камеры смешения, а также от давления этой смеси. При заданной работе цикла изменение $\pi_{кнд}^*$ слабо влияет на температуру смеси

$$T_{см}^* = \frac{T_T^* + mT_{кнд}^*}{1 + m},$$

т.к., например, при увеличении $\pi_{кнд}^*$ увеличивается $T_{кнд}^*$, но одновременно снижается T_T^* . Поэтому максимальное значение скорости истечения c_c соответствует максимальному значению давления смеси $p_{см}^*$.

В процессе смешения газа внутреннего контура и воздуха наружного контура в камере смешения возникают потери, которые определяются в основном потерями на внутреннее трение и вихреобразование из-за разности скоростей c_I и c_{II} смешивающихся потоков на входе в камеру смешения. Поэтому для снижения потерь эти скорости должны быть возможно более близкими. Обычно c_I и c_{II} имеют дозвуковые значения. В этом случае, как показывает опыт, статические давления на входе в камеру по внутреннему и наружному контуру практически одинаковы. Но температура воздуха за вентилятором значительно ниже температуры газов за турбиной. Поэтому при равенстве статических давлений полное давление потока воздуха на входе в камеру смешения из наружного контура для обеспечения равенства скоростей ($c_I = c_{II}$) должно быть выше, чем полное давление газа за турбиной, поступающего в камеру смешения из внутреннего контура ($p_{II}^* > p_T^*$). Но это превышение сравнительно невелико – обыч-

но не более 10...15 %. А изменение значений удельной тяги ТРДДсм от p_{II}^*/p_T^* , т.е. от $\pi_{кнд}^*$ в области максимума весьма незначительное (рис.1.3).

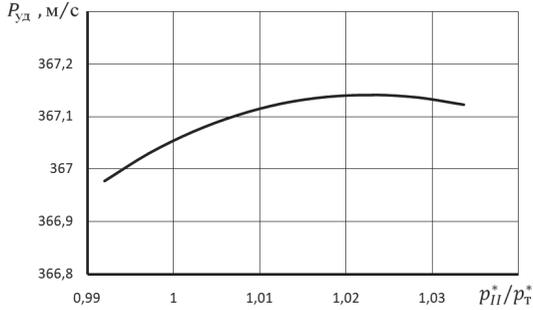


Рис. 1.3. Зависимость $P_{уд}$ от p_{II}^*/p_T^*

Поэтому приблизительно можно считать, что оптимальное значение $\pi_{кнд}^*$ в ТРДДсм соответствует $p_{II}^* \approx p_T^*$.

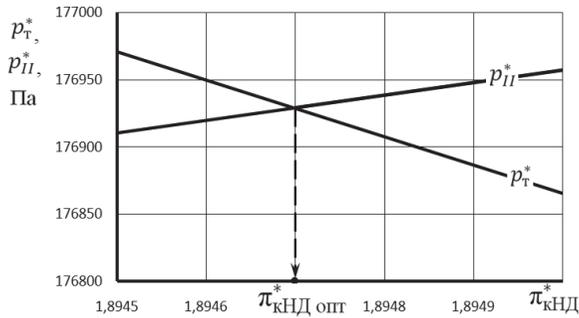
Для определения $\pi_{кнд,опт}^*$ в ТРДД со смешения потоков необходимо задаться несколькими (4-мя ... 5-ю) значениями $\pi_{кнд}^*$ и произвести термодинамический расчёт двигателя при этих значениях $\pi_{кнд}^*$, т.е. определить параметры потока в различных сечениях двигателя и рассчитать соответствующие им значения $P_{уд}$ и $c_{уд}$ по алгоритму, приведенному выше в пункте 1.2 (см. позиции 1 ... 33).

Диапазон значений $\pi_{кнд}^*$, для которых необходимо произвести этот расчёт, зависит от значения степени двухконтурности. Рекомендуются следующие значения:

- при $m \approx 0,5$ – начиная с $\pi_{кнд}^* = 2,4$ с шагом $\approx 0,8$;
- при $m \approx 1$ – начиная с $\pi_{кнд}^* = 2,0$ с шагом $\approx 0,5$;
- при $m \approx 1,5$ – начиная с $\pi_{кнд}^* = 2,0$ с шагом $\approx 0,4$;
- при $m \approx 2$ – начиная с $\pi_{кнд}^* = 1,8$ с шагом $\approx 0,4$;
- при $m > 2$ – начиная с $\pi_{кнд}^* = 1,4$ с шагом $\approx 0,4$;

Целью этого расчёта является определение значений $P_{уд}$ и $c_{уд}$ при каждом из заданных значений $\pi_{кнд}^*$.

Далее следует построить график зависимости $p_T^* = f(\pi_{кнд}^*)$ и $p_{II}^* = f(\pi_{кнд}^*)$ (рис.1.4). При принятом выше допущении значение $\pi_{кнд,опт}^*$ соответствует равенству значений этих давлений.

Рис. 1.4. Зависимость $P_{уд}$ от $\pi_{кнд}^*$

1.4. Выбор параметров каскадов компрессора и турбины

Дальнейший расчет характеристик каскадов компрессора, размеров прочной части двигателя и его характеристик потребуют знания степени нагруженности лопаточных венцов турбины и компрессора, а также проведения ряда вычислений с использованием характеристик каскадов компрессора. Это потребует выбрать дополнительно следующие расчетные параметры.

1) **Тип компрессора** и физическую окружную скорость (на внешнем диаметре рабочих колес первых ступеней) каскадов компрессора $u_{кнд}$ и $u_{квд}$.

Тип каскада компрессора зависит от **приведенной** окружной скорости на внешнем диаметре компрессора

$$u_{к.пр} = u_{к\sqrt{288/T_B^*}}$$

и может быть определен по таблице 1.2 [8].

Таблица 1.2. Типы компрессоров

Тип компрессора	дозвуковой	трансзвуковой	сверхзвуковой
$u_{к.пр}$, м/с	300 ... 350	400 ... 470	500 и более

Здесь под термином "дозвуковой компрессор" подразумевается компрессор, у которого все ступени дозвуковые. Трансзвуковой компрессор – это компрессор, в котором имеются трансзвуковые ступени, а сверхзвуковой – в котором есть хотя бы одна сверхзвуковая ступень. Современные ТРДДсм имеют транс- или сверхзвуковые КНД (вентиляторы), а значения T_B^* на расчетном режиме обычно не сильно отличаются от 288 К. И тогда $u_{кнд} = 420 \dots 500$ м/с и более.

Скорость вращения ротора высокого давления ограничена по прочности элементов конструкции турбины высокого давления и поэтому обычно $u_{квд} = 350 \dots 450$ м/с.

2) *Средний коэффициент нагрузки ступеней каскадов компрессора* $\mu_{\text{КНД}}$ и $\mu_{\text{КВД}}$. Чем больше коэффициент нагрузки, тем меньше число ступеней при данных значениях $\pi_{\text{к}}^*$ и $u_{\text{к.пр}}$. Но тем, как правило, ниже КПД компрессора. Обычно КНД имеют $\mu_{\text{КНД}} = 0,3 \dots 0,4$, а КВД – $\mu_{\text{КВД}} = 0,35 \dots 0,42$.

3) *Средний коэффициент нагрузки ступеней каскадов турбины* $\mu_{\text{ТВД}}$ и $\mu_{\text{ТНД}}$. Чем больше коэффициент нагрузки, тем меньше потребное число ступеней в каскаде турбины, но тем ниже (как и в компрессоре) его КПД. Оптимальным значением коэффициента нагрузки является $\mu_{\text{т}} = 1,2 \dots 1,6$, но в целях сокращения потребного числа ступеней его приходится часто поднимать до $1,7 \dots 1,9$.

4) *Запасы устойчивости КНД и КВД на расчетном режиме*. Обычно для обеспечения устойчивой работы каскадов компрессора на различных режимах работы двигателя оказывается достаточным в КНД иметь на расчетном режиме $\Delta_{\text{ку}} = 18 \dots 22 \%$, а в КВД – $16 \dots 20 \%$.

После выбора указанных значений параметров каскадов компрессора производится расчёт их характеристик [6], которые используются в дальнейших расчётах параметров и характеристик двигателя.

На рис. 1.5 и 1.6 в качестве примера представлены характеристики КНД в графическом виде, а в таблице 1.3 – в численном виде, в котором её удобнее использовать для дальнейших расчётов.

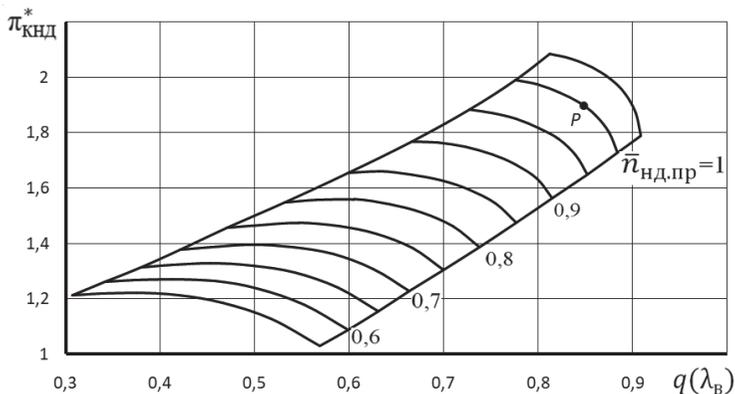


Рис. 1.5. Характеристика компрессора низкого давления

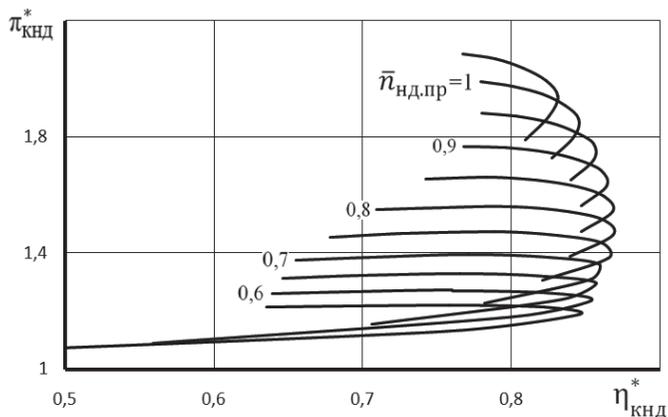


Рис. 1.6. Характеристика компрессора низкого давления

Таблица 1.3. Характеристика КНД в численном виде

Расчётные параметры:								
$\pi_k^* = 1,895$; $q(\lambda_B) = 0,85$; $\eta_k^* = 0,84$; $\Delta_{ку} = 15\%$;								
$u_k = 400$ м/с; $u_{к пр} = 400$ м/с; $q(\lambda_k) = 0,666$; $F_B/F_K = 1,334$								
$\bar{n}_{НДпр}=0,55$	$q(\lambda_B)$	0,307	0,336	0,375	0,42	0,466	0,518	0,569
	π_k^*	1,213	1,218	1,221	1,213	1,186	1,127	1,028
	η_k^*	0,635	0,687	0,758	0,822	0,845	0,75	0,266
	τ_k^*	1,089	1,084	1,077	1,069	1,059	1,046	1,03
	$q(\lambda_k)$	0,352	0,383	0,425	0,477	0,54	0,628	0,75
$\bar{n}_{НДпр}=0,6$	$q(\lambda_B)$	0,342	0,372	0,412	0,458	0,503	0,552	0,599
	π_k^*	1,26	1,266	1,271	1,263	1,238	1,18	1,088
	η_k^*	0,639	0,691	0,76	0,822	0,854	0,802	0,559
	τ_k^*	1,107	1,101	1,093	1,084	1,074	1,06	1,044
	$q(\lambda_k)$	0,381	0,412	0,453	0,503	0,562	0,643	0,75
$\bar{n}_{НДпр}=0,65$	$q(\lambda_B)$	0,38	0,412	0,453	0,498	0,542	0,588	0,631
	π_k^*	1,313	1,322	1,328	1,32	1,295	1,24	1,155
	η_k^*	0,646	0,697	0,765	0,823	0,857	0,834	0,706
	τ_k^*	1,125	1,119	1,11	1,1	1,09	1,076	1,059
	$q(\lambda_k)$	0,409	0,44	0,48	0,528	0,583	0,656	0,75
$\bar{n}_{НДпр}=0,7$	$q(\lambda_B)$	0,421	0,454	0,497	0,541	0,583	0,626	0,664
	π_k^*	1,376	1,386	1,395	1,386	1,361	1,308	1,227
	η_k^*	0,655	0,705	0,771	0,825	0,859	0,853	0,782
	τ_k^*	1,146	1,139	1,129	1,119	1,107	1,093	1,077
	$q(\lambda_k)$	0,437	0,467	0,505	0,55	0,601	0,667	0,75
$\bar{n}_{НДпр}=0,75$	$q(\lambda_B)$	0,471	0,505	0,547	0,589	0,628	0,667	0,7

	π_K^*	1,455	1,466	1,474	1,461	1,434	1,382	1,305
	η_K^*	0,678	0,726	0,788	0,831	0,861	0,865	0,821
	τ_K^*	1,167	1,159	1,149	1,138	1,126	1,112	1,096
	$q(\lambda_K)$	0,466	0,494	0,531	0,573	0,62	0,678	0,75
$\bar{n}_{\text{HДПР}}=0.8$	$q(\lambda_B)$	0,532	0,565	0,605	0,642	0,677	0,71	0,738
	π_K^*	1,548	1,557	1,559	1,542	1,512	1,461	1,387
	η_K^*	0,709	0,753	0,802	0,838	0,862	0,868	0,839
	τ_K^*	1,188	1,179	1,168	1,157	1,145	1,132	1,117
	$q(\lambda_K)$	0,5	0,526	0,56	0,598	0,639	0,69	0,75
$\bar{n}_{\text{HДПР}}=0.85$	$q(\lambda_B)$	0,599	0,632	0,665	0,698	0,727	0,755	0,777
	π_K^*	1,654	1,661	1,65	1,628	1,595	1,544	1,474
	η_K^*	0,742	0,783	0,816	0,844	0,862	0,868	0,847
	τ_K^*	1,208	1,199	1,189	1,177	1,166	1,152	1,138
	$q(\lambda_K)$	0,532	0,556	0,586	0,62	0,657	0,7	0,75
$\bar{n}_{\text{HДПР}}=0.9$	$q(\lambda_B)$	0,666	0,694	0,723	0,751	0,776	0,799	0,815
	π_K^*	1,768	1,764	1,748	1,721	1,685	1,632	1,563
	η_K^*	0,768	0,796	0,824	0,845	0,86	0,864	0,847
	τ_K^*	1,23	1,221	1,21	1,198	1,187	1,174	1,161
	$q(\lambda_K)$	0,557	0,58	0,607	0,638	0,67	0,707	0,75
$\bar{n}_{\text{HДПР}}=0.95$	$q(\lambda_B)$	0,727	0,751	0,777	0,801	0,822	0,84	0,852
	π_K^*	1,882	1,87	1,849	1,816	1,776	1,719	1,65
	η_K^*	0,78	0,803	0,826	0,843	0,855	0,855	0,84
	τ_K^*	1,254	1,244	1,232	1,22	1,209	1,196	1,183
	$q(\lambda_K)$	0,577	0,597	0,623	0,65	0,679	0,712	0,75
$\bar{n}_{\text{HДПР}}=1.0$	$q(\lambda_B)$	0,776	0,799	0,823	0,844	0,861	0,875	0,884
	π_K^*	1,989	1,974	1,946	1,908	1,863	1,8	1,727
	η_K^*	0,779	0,801	0,821	0,836	0,845	0,842	0,827
	τ_K^*	1,279	1,268	1,255	1,242	1,23	1,217	1,204
	$q(\lambda_K)$	0,588	0,608	0,632	0,658	0,684	0,715	0,75
$\bar{n}_{\text{HДПР}}=1.05$	$q(\lambda_B)$	0,812	0,835	0,857	0,877	0,892	0,903	0,909
	π_K^*	2,084	2,068	2,035	1,992	1,94	1,87	1,79
	η_K^*	0,767	0,789	0,808	0,823	0,831	0,825	0,809
	τ_K^*	1,305	1,292	1,279	1,264	1,251	1,237	1,224
	$q(\lambda_K)$	0,593	0,612	0,635	0,661	0,686	0,716	0,75

1.5. Определение параметров газогенератора и турбокомпрессорного модуля на расчётном режиме работы двигателя

По полученным результатам термодинамического расчета необходимо определить расчетные параметры газогенератора и турбокомпрессорного модуля двигателя, необходимые для последующих расчетов.

Газогенератором ТРДДсм является группа элементов, состоящая из компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины высокого давления, вращающей компрессор высокого давления.

Газогенератор характеризуется следующими основными параметрами:

– степенью повышения полного давления в газогенераторе

$$\pi_{гг} = p_{твд}^* / p_{ввд}^*;$$

– степенью повышения полной температуры в газогенераторе:

$$\tau_{гг} = T_{твд}^* / T_{ввд}^*;$$

– степенью подогрева рабочего тела в газогенераторе:

$$\Delta_{гг}^* = T_{г}^* / T_{ввд}^*;$$

– приведенным расходом воздуха:

$$G_{в.пр} = G_{в} \frac{p_{ввд.р}^*}{p_{ввд}^*} \sqrt{\frac{T_{ввд}^*}{T_{ввд.р}^*}}, \text{ кг/с},$$

где $p_{ввд.р}^*$ и $T_{ввд.р}^*$ – полное давление и полная температура воздуха на входе в КВД на расчётном режиме его работы;

– приведенным расходом топлива:

$$G_{т.ч.пр} = G_{т.ч} \frac{p_{ввд.р}^*}{p_{ввд}^*} \sqrt{\frac{T_{ввд.р}^*}{T_{ввд}^*}}, \text{ кг/ч}.$$

Турбокомпрессорным модулем ТРДДсм называется группа элементов двигателя, состоящая из газогенератора, турбовентилятора и камеры смешения, расположенных между сечениями «в-в» на входе в двигатель и «см-см» на выходе из камеры смешения (рис. 1.1).

Турбовентилятор ТРДДсм состоит из компрессора низкого давления (вентилятора) и турбины низкого давления.

Как и газогенератор, турбокомпрессорный модуль характеризуется следующими основными параметрами:

– степенью повышения полного давления в турбовентиляторе

$$\pi_{ткм} = p_{см}^* / p_{в}^*;$$

– степенью повышения полной температуры в турбовентиляторе:

$$\tau_{ткм} = T_{см}^* / T_{в}^*;$$

– степенью подогрева рабочего тела в турбовентиляторе:

$$\Delta_{ткм}^* = T_{г}^* / T_{в}^*.$$

– приведенным расходом воздуха:

$$G_{в.пр} = G_{в} \frac{101300}{p_{ввд}^*} \sqrt{\frac{T_{ввд}^*}{288}}, \text{ кг/с};$$

– приведенным расходом топлива:

$$G_{\text{т.ч.пр}} = G_{\text{т.ч}} \frac{101300}{p_{\text{вВД}}^*} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{вВД}}^*}}, \text{ кг/ч.}$$

Глава 2. Расчёт характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ТРДЦсм

2.1. Построение рабочей линии на характеристике КВД

Газогенератор включает в себя компрессор высокого давления (КВД), камеру сгорания и турбину, вращающую КВД, т.е. турбину высокого давления.

Характеристикой одновального газогенератора называется зависимость степени повышения давления в нем $\pi_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{p_{\text{тВД}}^*}{p_{\text{вВД}}^*}$, степени повышения температуры $\tau_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{T_{\text{тВД}}^*}{T_{\text{вВД}}^*}$, приведенного расхода воздуха через КВД (или относительной плотности тока $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}$), а также степени подогрева рабочего тела $\Delta_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{вВД}}^*}$ от приведенной частоты вращения $n_{\text{ВД пр}}$ (или её относительного значения $\bar{n}_{\text{ВД пр}} = n_{\text{ВД пр}}/n_{\text{ВД пр.р}}$, где $n_{\text{ВД пр.р}}$ – значение приведенной частоты вращения КВД на расчётном режиме его работы).

Расчет характеристики газогенератора начинается с определения изменения параметров КВД вдоль его рабочей линии при изменении приведенной частоты вращения [9]. Условия совместной работы КВД и ТВД в системе газогенератора выражаются следующими уравнениями:

$$\frac{\pi_{\text{кВД}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}} = A \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{вВД}}^*}};$$

$$\frac{e_{\text{кВД}}^* - 1}{\eta_{\text{кВД}}^*} = B \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{вВД}}^*},$$

где A и B – постоянные величины, а $e_{\text{кВД}}^* = (\pi_{\text{кВД}}^*)^{\frac{k-1}{k}}$.

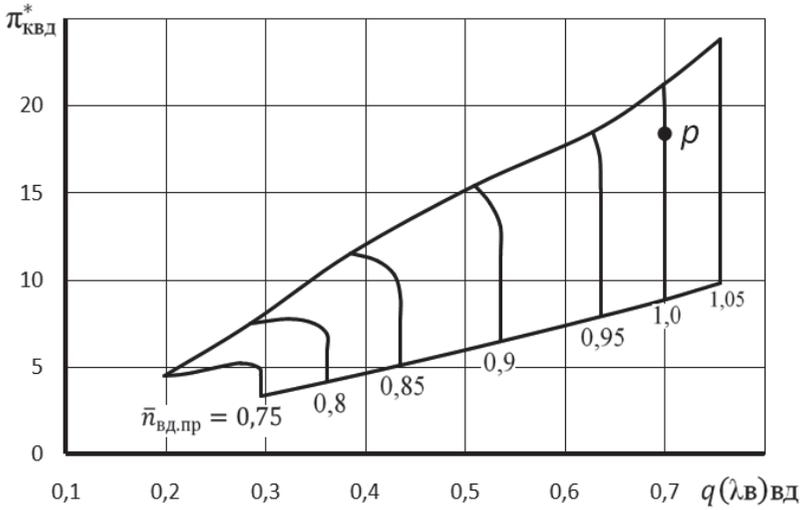
Первое из этих уравнений следует из баланса расходов воздуха и газа через КВД, камеру сгорания и ТВД, а второе – из баланса мощностей КВД и ТВД.

Решая совместно эти уравнения (исключая из них величину $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{вВД}}^*}$), находим,

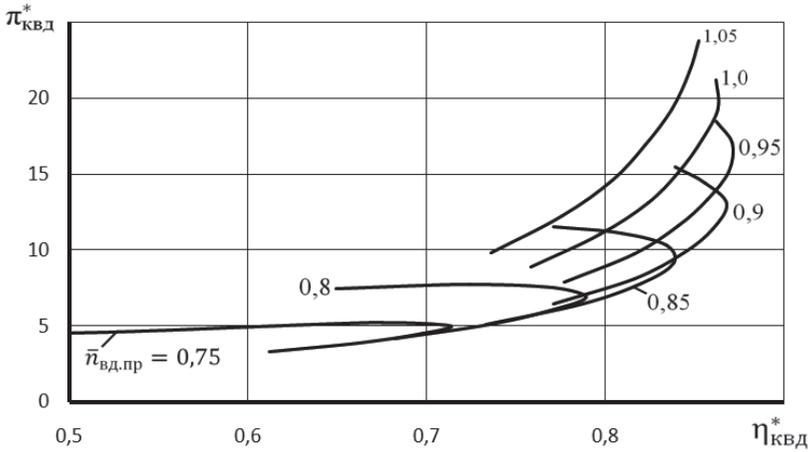
что

$$\frac{\pi_{\text{кВД}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}} = C \sqrt{\frac{e_{\text{кВД}}^* - 1}{\eta_{\text{кВД}}^*}}.$$

Это выражение является *уравнением рабочей линии на характеристике КВД*, т.е. уравнением совместных режимов работы компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины высокого давления при условии $\pi_{\text{тВД}}^* = \text{const}$. В него входят только величины, характеризующие режим работы компрессора и имеющиеся на его характеристике.



а)



б)

Рис. 2.1. Характеристика компрессора высокого давления

Константа C находится по параметрам компрессора на расчетном режиме его работы, т.е. в точке «p» (рис. 2.1).

Таблица 2.1. Характеристика КВД в численном виде

Расчётные параметры КВД:

$$\pi_{\text{квд}}^* = 18,473; q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}} = 0,7; \eta_{\text{квд}}^* = 0,86; \Delta_{\text{ку вд}} = 15\%;$$

$$u_{\text{к.вд}} = 400 \text{ м/с}; u_{\text{к пр.вд}} = 359,4 \text{ м/с}; q(\lambda_{\text{к}})_{\text{вд}} = 0,394; F_{\text{в.вд}}/F_{\text{к.вд}} = 6,553$$

$n_{\text{вд пр}} = 0,75$				0,8				0,85				0,9			
$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$	$\pi_{\text{квд}}^*$	$\eta_{\text{квд}}^*$	С	$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$	$\pi_{\text{квд}}^*$	$\eta_{\text{квд}}^*$	С	$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$	$\pi_{\text{квд}}^*$	$\eta_{\text{квд}}^*$	С	$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$	$\pi_{\text{квд}}^*$	$\eta_{\text{квд}}^*$	С
0,199	4,521	0,495	21,774	0,285	7,478	0,649	23,98	0,385	11,51	0,771	26,122	0,51	15,442	0,839	25,47
0,222	4,654	0,541	20,76	0,323	7,772	0,724	22,94	0,411	11,14	0,809	24,487	0,525	14,437	0,856	23,78
0,275	5,234	0,675	20,109	0,349	7,516	0,771	21,42	0,429	10,29	0,834	22,517	0,535	13,029	0,868	21,81
0,293	5,004	0,713	18,868	0,362	6,862	0,789	19,66	0,435	9,086	0,838	20,4	0,535	11,373	0,86	19,68
0,295	4,488	0,698	17,366	0,362	5,999	0,769	17,77	0,435	7,811	0,82	18,189	0,535	9,799	0,844	17,55
0,295	3,907	0,662	15,618	0,362	5,081	0,735	15,65	0,435	6,458	0,787	15,697	0,535	8,127	0,816	15,16
0,295	3,327	0,612	13,782	0,362	4,163	0,682	13,39	0,435	5,104	0,733	13,043	0,535	6,454	0,771	12,63
0,95				1				1,05							
$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$	$\pi_{\text{квд}}^*$	$\eta_{\text{квд}}^*$	С	$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$	$\pi_{\text{квд}}^*$	$\eta_{\text{квд}}^*$	С	$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$	$\pi_{\text{квд}}^*$	$\eta_{\text{квд}}^*$	С				
0,628	18,482	0,862	23,95	0,699	21,216	0,862	23,8712	0,755	23,817	0,852	23,9836				
0,635	17,052	0,871	22,43	0,7	19,372	0,863	22,274	0,755	21,7	0,847	22,2839				
0,636	15,22	0,869	20,56	0,7	17,253	0,854	20,3215	0,755	19,3	0,837	20,2812				
0,636	13,362	0,857	18,57	0,7	15,133	0,841	18,3029	0,755	16,9	0,822	18,203				
0,636	11,613	0,841	16,62	0,7	13,138	0,824	16,339	0,755	14,641	0,804	16,1942				
0,636	9,755	0,816	14,47	0,7	11,018	0,797	14,159	0,755	12,241	0,776	13,968				
0,636	7,896	0,777	12,2	0,7	8,898	0,758	11,8831	0,755	9,841	0,736	11,6465				

Используя уравнение рабочей линии и заданную характеристику компрессора, можно найти на ней положение рабочих точек при различных значениях $n_{\text{вд пр}}$.

Этот расчёт выполняется в следующей последовательности.

1. Вычисляется константа C_0 в расчётной точке «Р» характеристики компрессора (рис. 2.1, а) по его расчётным параметрам

$$C_0 = \frac{\pi_{\text{квд пр}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд пр}}} \sqrt{\frac{e_{\text{квд пр}}^* - 1}{\eta_{\text{квд пр}}^*}}$$

2. Далее в каждой точке напорной ветки характеристики КВД, соответствующей выбранному значению $n_{\text{вд пр}}$, вычисляется значение константы

$$C = \frac{\pi_{\text{квд}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}} \sqrt{\frac{e_{\text{квд}}^* - 1}{\eta_{\text{квд}}^*}}$$

При этом используются численные значения параметров компрессора в каждой точке этой кривой, которые представлены в таблице 2.1.

Этот расчёт необходимо повторить для всех напорных веток компрессора.

3. Процедура определения значений $\pi_{\text{квд}}^*$, $\eta_{\text{квд}}^*$ и $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$ в рабочей точке на напорной ветке при выбранном значении $n_{\text{вд пр}}$ заключается в поиске на этой ветке такой точки, в которой константа $C=C_0$.

Более точно это можно выполнить путём интерполяции, используя численные зависимости $\pi_{\text{квд}}^* = f_1(C)$, $\eta_{\text{квд}}^* = f_2(C)$ и $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}} = f_3(C)$ от C и значение C_0 .

Графический способ определения параметров компрессора вдоль его рабочей линии более трудоёмок. Он сводится к следующему.

По вычисленным значениям C вдоль напорных веток при каждом значении $n_{\text{ВДпр}}$ (табл. 2.1) необходимо построить график зависимости значения $\pi_{\text{КВД}}^*$ от C (рис. 2.2). После проведения на нем вертикальной линии, соответствующей значению C_0 , находятся значения $\pi_{\text{КВД}}^*$ при каждом значении $n_{\text{ВДпр}}$. Затем, по характеристике КВД (рис. 2.1) при этих значениях $\pi_{\text{КВД}}^*$ определяются значения $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}$ и $\eta_{\text{КВД}}^*$.

Изменение абсолютных и относительных значений параметров компрессора вдоль его рабочей линии представлены в таблице 2.2 и изображены на рис. 2.3.

Таблица 2.2. Изменение абсолютных и относительных значений параметров КВД вдоль его рабочей линии

$\bar{n}_{\text{в.д.пр}}$	$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}$	$\pi_{\text{КВД}}^*$	$\eta_{\text{КВД}}^*$	$\bar{n}_{\text{в.д.пр}}$	$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}$	$\bar{\pi}_{\text{КВД}}^*$	$\bar{\eta}_{\text{КВД}}^*$
1,05	0,755	20,71	0,843	1,05	1,07857	1,12	0,981
1	0,7	18,487	0,859	1	1	1	1
0,95	0,6355	16,099	0,87	0,95	0,90789	0,871	1,012
0,9	0,535	12,755	0,867	0,9	0,76429	0,69	1,009
0,85	0,432	9,6885	0,836	0,85	0,61714	0,524	0,973
0,8	0,3483	7,5226	0,77	0,8	0,49761	0,407	0,896
0,75	0,202	4,5	0,5	0,75	0,28857	0,243	0,582

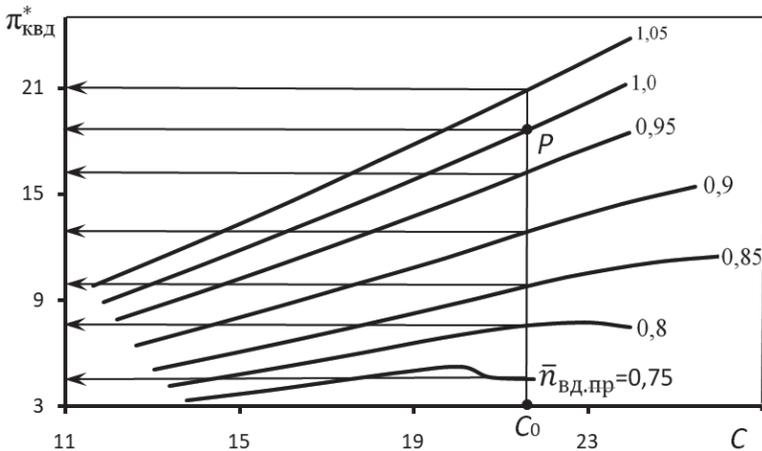


Рис. 2.2. К построению рабочей линии на характеристике КВД

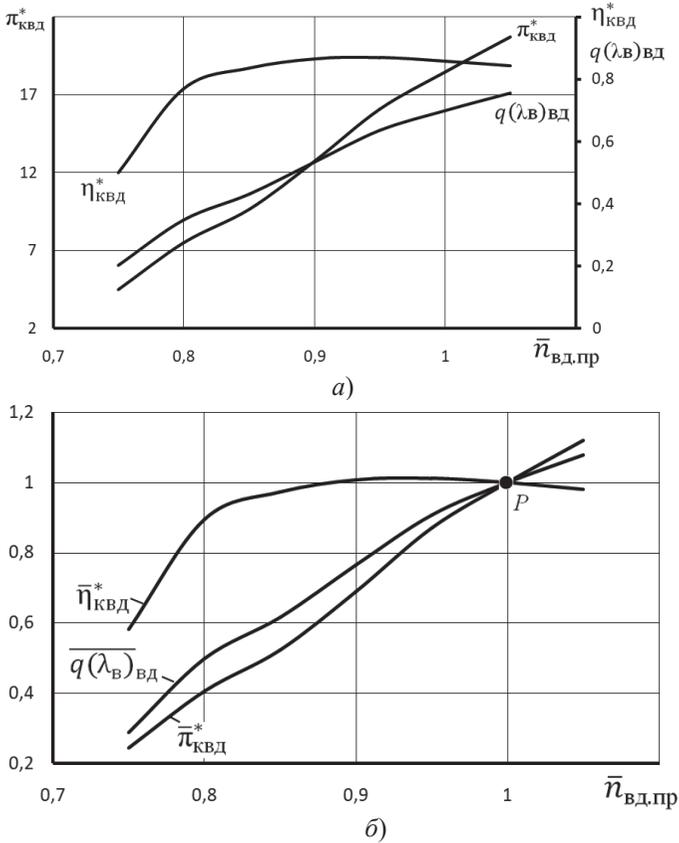


Рис. 2.3. Изменение абсолютных (а) и относительных (б) значений параметров КВД вдоль его рабочей линии

2.2. Расчет характеристики газогенератора ТРДсдм

После определения положения рабочей линии на характеристике КВД расчет характеристик газогенератора сводится к следующему.

1. При принятом допущении о постоянстве $\pi_{\text{твд}}^*$ и постоянном значении $\sigma_{\text{к.с}}$ степень повышения давления в газогенераторе

$$\pi_{\text{тг}}^* = \frac{p_{\text{твд}}^*}{p_{\text{ввд}}^*} = \frac{\pi_{\text{квд}}^* \sigma_{\text{к.с}}}{\pi_{\text{твд}}^*}$$

оказывается пропорциональной $\pi_{\text{квд}}^*$, т.е.

$$\pi_{\text{тг}}^* = \text{const} \cdot \pi_{\text{квд}}^*$$

Записав это выражение для произвольного и расчётного значения $n_{\text{вд,пр}}$, т.е.

$$\pi_{\Gamma\Gamma}^* = \text{const} \cdot \pi_{\text{КВД}}^* \quad \text{и} \quad \pi_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^* = \text{const} \cdot \pi_{\text{КВД, р}}^*$$

и разделив их друг на друга, получим, что для произвольного значения $n_{\text{ВД пр}}$

$$\pi_{\Gamma\Gamma}^* = \pi_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^* \frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{\pi_{\text{КВД, р}}^*},$$

где индекс "р" относится к расчетному режиму.

2. Из уравнения баланса расходов через КВД, камеру сгорания и ТВД

$$\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}} = A \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВД}}^*}}$$

следует, что степень подогрева рабочего тела в газогенераторе $\Delta_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВД}}^*}$ изме-

няется при изменении $n_{\text{ВД пр}}$ пропорционально $\left(\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}}\right)^2$.

Следовательно, при произвольном значении $n_{\text{ВД пр}}$

$$\Delta_{\Gamma\Gamma}^* = \Delta_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^* \left(\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{\pi_{\text{КВД, р}}^*}\right)^2 \left(\frac{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД, р}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}}\right)^2.$$

3. При постоянном $\pi_{\text{ТВД}}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{ТВД}}^*}$ отношение полных давлений перед и за ТВД также постоянно. Следовательно, сохраняется постоянным и отношение температур $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВД}}^*}$, т.е. $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВД}}^*} = \frac{T_{\Gamma, \text{р}}^*}{T_{\text{ВД, р}}^*}$, откуда следует, что

$$T_{\text{ТВД}}^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{р}}^*} T_{\text{ТВД, р}}^* \quad \text{или} \quad \tau_{\Gamma\Gamma}^* = \tau_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^* \frac{\Delta_{\Gamma\Gamma}^*}{\Delta_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*}.$$

Полученные выше формулы позволяют рассчитать характеристику газогенератора при различных значениях $\bar{n}_{\text{ВД пр}}$ (см. рис. 2.4), используя параметры КВД на его рабочей линии (см. табл. 2.2) и вычисленные ранее (при термодинамическом расчете двигателя в пункте 1.5) расчетные значения $\pi_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*$, $\tau_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*$ и $\Delta_{\Gamma\Gamma, \text{р}}^*$.

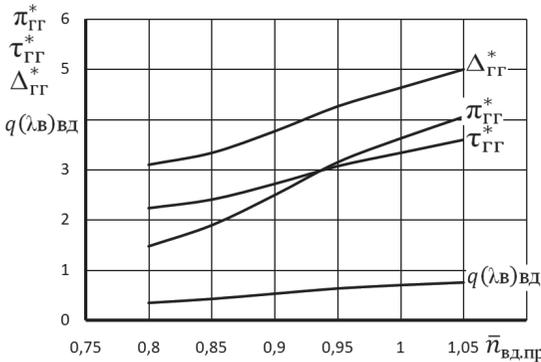


Рис. 2.4. Характеристики газогенератора при $\pi_{\text{ТВД}}^* = \text{const}$

Таблица 2.3. Характеристики газогенератора при $\pi_{\text{ТВД}}^* = \text{const}$ в численном виде

$\bar{n}_{\text{вд.пр}}$	$\pi_{\text{ГГ}}^*$	$\Delta_{\text{ГГ}}^*$	$\tau_{\text{ГГ}}^*$	$\pi_{\text{КВД}}^*$	$q(\lambda_{\text{в}})\text{вД}$
0,8	1,475	3,097	2,234	7,523	0,3483
0,85	1,899	3,339	2,409	9,689	0,432
0,9	2,501	3,774	2,723	12,76	0,535
0,95	3,156	4,261	3,074	16,1	0,6355
1	3,624	4,631	3,341	18,49	0,7
1,05	4,06	4,996	3,604	20,71	0,755

2.3. Определение режимов совместной работы элементов турбокомпрессорного модуля ТРДДсм. Построение рабочей линии на характеристике КНД

Турбокомпрессорным модулем ТРДДсм называется совокупность турбовентилятора (т.е. КНД (вентилятора) и ТНД) и газогенератора.

В ТРДДсм в турбокомпрессорный модуль (ТКМ) также условно включается и камеру смешения.

Ниже изложен порядок расчета режимов совместной работы элементов ТКМ ТРДДсм при условии, что его сопло *нерегулируемое* ($F_{\text{кр}} = \text{const}$) со сверхкритическими или близкими к критическим режимами истечения. При этих условиях безразмерная скорость (число λ) на выходе из камеры смешения остается неизменной, т.е.

$$\lambda_{\text{см}} = \text{const}.$$

Для определения режимов совместной работы турбовентилятора и газогенератора необходимо определить положение рабочих точек на заранее заданной характеристике КНД для каждого значения приведенной частоты вращения газогенератора $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$. Этот расчёт производится следующим образом.

Условия совместной работы турбовентилятора и газогенератора ТРДДсм определяются следующей системой уравнений [4]:

$$G_{\text{в}} = G_1(1 + m); \quad (2.1)$$

$$N_{\text{КНД}} = N_{\text{ТНД}} \eta_{\text{м}}; \quad (2.2)$$

$$p_{\text{II}} = p_{\text{I}}. \quad (2.3)$$

Первое уравнение выражает баланс расходов воздуха через вентилятор (КНД), газогенератор и наружный контур, второе – баланс мощностей вентилятора и ТНД, а третье – равенство статических давлений потоков внутреннего и наружного контуров при их встрече в сечении на входе в камеру смешения. Это условие выполняется, если на входе в камеру смешения ни в одном из контуров не происходит «запирания», т.е. скорость потока не достигает скорости звука.

Для построения рабочей линии на характеристике КНД его характеристика представляется в виде зависимости $\tau_{\text{КНД}}^* = f [q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}, \bar{n}_{\text{нд пр}}]$ (рис. 2.5).

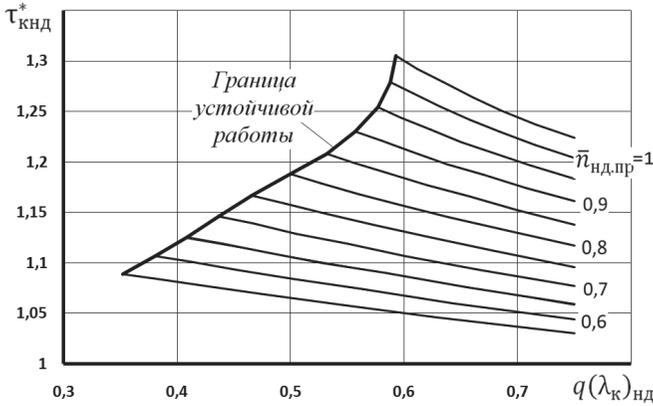


Рис. 2.5. Характеристика КНД

Расчёт положения рабочей линии на характеристике КНД

Порядок этого расчёта следующий [9].

1. Относительная плотность тока на выходе из КНД $q(\lambda_{к})_{кнд}$ определяется из уравнения (2.1) баланса расходов воздуха через вентилятор (КНД), газогенератор и наружный контур

$$G_{в} = G_{1}(1 + m).$$

Определим расход воздуха $G_{в}$ через сечение *кНД-кНД* на выходе из КНД, а расход воздуха G_{1} – через сечение *вВД-вВД* на входе в КВД (рис. 1.1):

$$G_{в} = m_{в} \frac{p_{кнд}^*}{\sqrt{T_{кнд}^*}} q(\lambda_{к})_{кнд} F_{кнд}, \quad G_{1} = m_{в} \frac{p_{ввд}^*}{\sqrt{T_{ввд}^*}} q(\lambda_{в})_{вд} F_{ввд}.$$

Учтём, что $p_{ввд}^* = \sigma_{пк} p_{кнд}^*$, а $T_{ввд}^* = T_{кнд}^*$. Тогда из уравнения баланса расходов воздуха через вентилятор (КНД), газогенератор и наружный контур получим, что

$$q(\lambda_{к})_{кнд} = \text{const}(1 + m)q(\lambda_{в})_{вд}.$$

Записав это выражение также и для расчётного режима работы двигателя в виде

$$q(\lambda_{к})_{кнд,р} = \text{const}(1 + m_{р})q(\lambda_{в})_{вд,р}$$

и разделив их друг на друга, получим

$$q(\lambda_{к})_{кнд} = \frac{q(\lambda_{к})_{кнд,р}}{(1 + m_{р})q(\lambda_{в})_{вд,р}} (1 + m)q(\lambda_{в})_{вд}. \quad (2.4)$$

2. Для определения положения рабочей точки на характеристике КНД при данном значении $\bar{n}_{вд,пр}$ вначале необходимо определить значение $\tau_{кнд}^*$. Оно определяется из уравнения (2.2) баланса мощностей вентилятора и ТНД

$$N_{кнд} = N_{тнд} \cdot \eta_{м}.$$

Так как $N_{кнд} = G_{в} L_{кнд} = G_{в} c_{р} T_{в}^* (\tau_{кнд}^* - 1)$, а $N_{тнд} = G_{г.тнд} L_{тнд}$, то

$$G_B c_p T_B^* (\tau_{\text{КНД}}^* - 1) = G_{\text{г.ТНД}} T_{\text{ТВД}}^* \frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \eta_M.$$

Учитывая, что $G_B = G_1(1+m)$, а $T_{\text{ВВД}}^* = T_B^* \tau_{\text{КНД}}^*$, получим, что

$$T_B^* = T_{\text{ВВД}}^* / \tau_{\text{КНД}}^*,$$

и тогда
$$G_1(1+m)c_p \frac{T_{\text{ВВД}}^*}{\tau_{\text{КНД}}^*} (\tau_{\text{КНД}}^* - 1) = G_{\text{г.ТНД}} T_{\text{ТВД}}^* \frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \eta_M.$$

Так как $T_{\text{ТВД}}^* / T_{\text{ВВД}}^* = \tau_{\text{ГГ}}^*$, а отношение

$$\frac{G_{\text{г.ТНД}}}{G_1} = [(1 - g_{\text{отб}} - g_{\text{охл}})(1 + g_{\text{т}}) + g_{\text{охл}}]$$

– практически постоянно, то после преобразований последнего равенства имеем

$$(1+m)(\tau_{\text{КНД}}^* - 1) = \frac{\eta_M G_{\text{г.ТНД}}}{c_p G_1} \tau_{\text{КНД}}^* \tau_{\text{ГГ}}^* \frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*}$$

Так как отношение $\frac{\eta_M G_{\text{г.ТНД}}}{c_p G_1}$ является постоянной величиной, то записав последнее уравнение также и для расчётного режима работы двигателя и поделив их друг на друга, получим, что

$$\tau_{\text{КНД}}^* = 1 / \left[1 - \frac{\tau_{\text{ГГ}}^* \left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right)}{\text{const}(1+m)} \right], \quad (2.5)$$

где
$$\text{const} = \frac{\tau_{\text{КНД пр}}^* \tau_{\text{ГГ пр}}^*}{(\tau_{\text{КНД пр}}^* - 1)(1+m_{\text{пр}})}.$$

Как видно из уравнений (2.4) и (2.5), для определения $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{НД}}$ и $\tau_{\text{КНД}}^*$ необходимо определить завити степени двухконтурности m и параметра $\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*}$ турбины низкого давления от $\bar{n}_{\text{ВД пр}}$.

3. Параметр $\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*}$ определим из характеристики ТНД [8] (рис. 2.6).

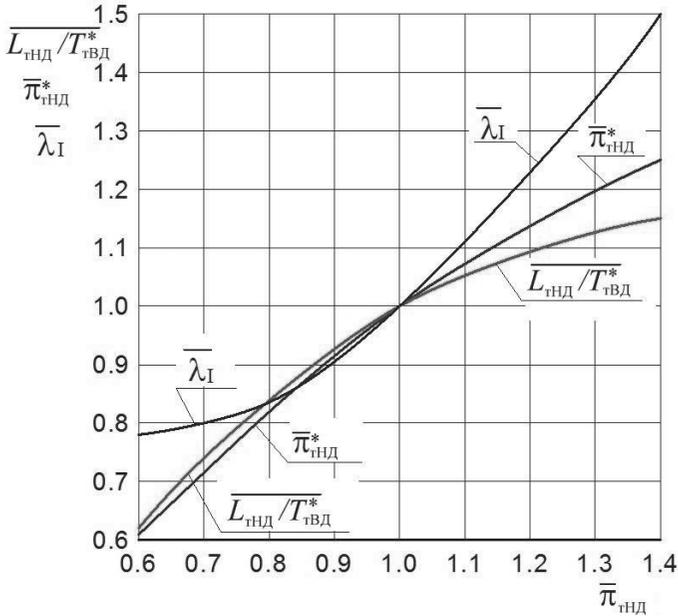


Рис. 2.6. Типовая характеристика ТНД
(в относительных величинах)

Для этого необходимо определить значение $\bar{\pi}_{\text{ТНД}}$ следующим образом.

а) Используем условие (2.3) равенства статических давлений $p_{II} = p_I$ для определения газодинамической функции $\Pi(\lambda_{II}) = p_{II}/p_{II}^$ в сечении II-II на входе в камеру смешения в потоке воздуха, текущего по наружному контуру (рис. 1.1).*

Статическое давление воздуха в потоке наружного контура в этом сечении

$$p_{II} = p_{\text{кнд}}^* \sigma_{II} \Pi(\lambda_{II}),$$

а в потоке газа внутреннего контура в сечении I-I

$$p_I = p_{\text{ввд}}^* \pi_{\text{ГГ}}^* / \pi_{\text{ТНД}}.$$

Как установлено в эксперименте, эти давления при встрече этих потоков на входе в камеру смешения выравниваются, т.е. $p_{II} = p_I$.

Учитывая, что $p_{\text{ввд}}^* = \sigma_{\text{пк}} p_{\text{кнд}}^*$, будем иметь

$$\Pi(\lambda_{II}) = \sigma_{\text{пк}}^* \pi_{\text{ГГ}}^* / (\pi_{\text{ТНД}} \sigma_{II}).$$

Записав это выражение для расчетного режима работы двигателя, т.е.

$$\Pi(\lambda_{II})_p = \sigma_{\text{пк}}^* \pi_{\text{ГГ},p}^* / (\pi_{\text{ТНД},p} \sigma_{II})$$

и разделив их друг на друга, получим

$$\Pi(\lambda_{II}) = \frac{\Pi(\lambda_{II})_p}{\pi_{\text{ГГ},p}^*} \pi_{\text{ГГ}}^* \frac{\pi_{\text{ТНД},p}}{\pi_{\text{ТНД}}} = B_1 \frac{\pi_{\text{ГГ}}^*}{\bar{\pi}_{\text{ТНД}}},$$

где $B_1 = \frac{\Pi(\lambda_{II})_p}{\pi_{\Gamma, p}^*}$. Отсюда следует, что

$$\bar{\pi}_{\text{КНД}} = B_1 \frac{\pi_{\Gamma}^*}{\Pi(\lambda_{II})}. \quad (2.6)$$

б) Для определения газодинамической функции $\Pi(\lambda_{II})$ определим расход воздуха G_1 через сечение *вВД-вВД* на входе в КВД, а расход воздуха G_2 – через сечение *II-II* на входе в камеру смешения (рис. 1.1)

$$G_1 = m_{\text{в}} \frac{p_{\text{вВД}}^*}{\sqrt{T_{\text{вВД}}^*}} q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}} F_{\text{вВД}}, \quad G_2 = m_{\text{в}} \frac{p_{\text{II}}^*}{\sqrt{T_{\text{II}}^*}} q(\lambda_{\text{II}}) F_{\text{II}}.$$

Учитывая, что $p_{\text{вВД}}^* = \sigma_{\text{пк}} p_{\text{кНД}}^*$, $p_{\text{II}}^* = \sigma_{\text{II}} p_{\text{кНД}}^*$, а $T_{\text{вВД}}^* = T_{\text{II}}^* = T_{\text{кНД}}^*$, получим, что

$$m = \text{const} \frac{q(\lambda_{\text{II}})}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}}.$$

Записав это выражение также и для расчётного режима работы двигателя как

$$m_{\text{р}} = \text{const} \frac{q(\lambda_{\text{II}})_{\text{р}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД, р}}}$$

и разделив их друг на друга, окончательно имеем

$$m = m_{\text{р}} \frac{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД, р}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}} \frac{q(\lambda_{\text{II}})}{q(\lambda_{\text{II}})_{\text{р}}},$$

а

$$q(\lambda_{\text{II}}) = B_2 \cdot m \cdot q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}, \quad (2.7)$$

где $B_2 = \frac{q(\lambda_{\text{II}})_{\text{р}}}{m_{\text{р}} q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД, р}}}$.

Определённое таким образом значение $q(\lambda_{\text{II}})$ позволяет определить значение $\Pi(\lambda_{\text{II}})$.

4. Значение $q(\lambda_{\text{см}})$ определим из уравнения баланса расходов через сечение *в-в* на входе в двигатель и сечение *см-см* на выходе из камеры смешения (рис. 1.1)

$$G_{\text{см}} = G_1(1 + m).$$

Для этого составим баланс расходов газа на выходе из камеры смешения $G_{\text{см}}$ и воздуха на входе в двигатель. Учтём при этом, что расход воздуха через КНД $G_{\text{в}} = (1 + m)G_1$, где G_1 – расход воздуха в сечении на входе в КВД. При этом не будем учитывать отбор воздуха из КВД на самолётные нужды и расход топлива в камере сгорания, которые численно практически компенсируют друг друга.

$$m_{\Gamma} \frac{p_{\text{см}}^*}{\sqrt{T_{\text{см}}^*}} q(\lambda_{\text{см}}) F_{\text{см}} = m_{\text{в}} \frac{p_{\text{вВД}}^*}{\sqrt{T_{\text{вВД}}^*}} q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}} F_{\text{вВД}(1+m)}.$$

Это же выражение запишем и для расчётного режима работы двигателя

$$m_{\Gamma} \frac{p_{\text{см, р}}^*}{\sqrt{T_{\text{см, р}}^*}} q(\lambda_{\text{см}})_{\text{р}} F_{\text{см, р}} = m_{\text{в}} \frac{p_{\text{вВД, р}}^*}{\sqrt{T_{\text{вВД, р}}^*}} q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД, р}} F_{\text{вВД, р}(1+m_{\text{р}})}.$$

Разделив их друг на друга, получим

$$q(\lambda_{\text{см}}) = B_3(1 + m) q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}} \frac{p_{\text{вВД}}^*}{p_{\text{см}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{см}}^*}{T_{\text{вВД}}^*}}, \quad (2.8)$$

где

$$B_3 = \frac{q(\lambda_{\text{см}})_p}{(1+m_p)q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД},p}} \left(\frac{p_{\text{см}}^*}{p_{\text{ВД}}^*} \right)_p \sqrt{\left(\frac{T_{\text{ВД}}^*}{T_{\text{см}}^*} \right)_p}.$$

Для определения расчётного значения $q(\lambda_{\text{см}})_p$ вначале необходимо определить значение газодинамической функции $\Pi(\lambda_{\text{см}})_p = (p_1/p_{\text{см}}^*)_p$ на расчётном режиме работы двигателя, считая, что статическое давление вдоль камеры смешения не меняется и равно статическому давлению p_1 в сечении $I-I$ на входе газа из внутреннего контура в камеру смешения (рис. 1.1).

Полное давление и температура смеси газа и воздуха на выходе из камеры смешения на произвольном и расчётном режиме работы двигателя определяются по следующим формулам:

$$p_{\text{см}}^* = \sigma_{\text{см}} \frac{p_1^* + \bar{F}_{\text{II}} p_{\text{II}}^*}{1 + \bar{F}_{\text{II}}}, \quad T_{\text{см}}^* = \frac{T_1^* + m T_{\text{II}}^*}{1 + m}.$$

Здесь и далее для простоты записей индексы «р» у соответствующих параметров на расчётном режиме работы двигателя опущены.

Значение газодинамической функции

$$\Pi(\lambda_1) = \frac{p_1}{p_1^*} = \left(1 - \frac{k_{\text{Г.Н}} - 1}{k_{\text{Г.Н}} + 1} \lambda_1^2 \right)^{\frac{k_{\text{Г.Н}}}{k_{\text{Г.Н}} - 1}}$$

в сечении $I-I$ на выходе из внутреннего контура на расчётном режиме определено по заданному в исходных данных расчётному значению λ_1 . Отсюда следует, что статическое давление на расчётном режиме работы двигателя

$$p_1 = p_1^* \Pi(\lambda_1), \quad \text{где } p_1^* = \sigma_{\text{зд}} p_{\text{T}}^*.$$

Тогда становится известным и значение $\Pi(\lambda_{\text{см}})_p = (p_1/p_{\text{см}}^*)_p$, по которому можно определить значение

$$(\lambda_{\text{см}})_p = \sqrt{\frac{k_{\text{Г.Н}} + 1}{k_{\text{Г.Н}} - 1} \left[1 - \Pi(\lambda_{\text{см}})_p \frac{k_{\text{Г.Н}} - 1}{k_{\text{Г.Н}}} \right]} \quad \text{и}$$

$$q(\lambda_{\text{см}})_p = (\lambda_{\text{см}})_p \left[\left(1 - \frac{k_{\text{Г.Н}} - 1}{k_{\text{Г.Н}} + 1} (\lambda_{\text{см}})_p^2 \right) \frac{k_{\text{Г.Н}} + 1}{2} \right]^{\frac{1}{k_{\text{Г.Н}} - 1}} \quad \text{при } k_{\text{Г.Н}} = 1,33.$$

Как следует из формул (2.4), (2.5), (2.7) и (2.8) для определения $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{НД}}$, $\tau_{\text{кНД}}^*$, $q(\lambda_{\text{II}})$ и $q(\lambda_{\text{см}})$ с целью определения положения рабочей линии на характеристике КНД необходимо определить зависимость степени двухконтурности двигателя m от $\bar{n}_{\text{ВДпр}}$.

Для двигателя ТРДДсм при условии $\lambda_{\text{см}} = \text{const}$ не удастся подобрать формулы для непосредственного определения степени двухконтурности двигателя. В этом случае используется метод итераций или графический метод. В качестве примера ниже в таблице 2.4 приведен алгоритм для графического определения значения степени двухконтурности двигателя с одновальным газогенератором при одном значении приведенной частоты вращения КВД.

После вычисления необходимых для расчета констант B_1 , B_2 и B_3 (вычисляемых по параметрам двигателя и его модулей на расчетном режиме) и определения (по характеристике газогенератора) соответствующих данному

$\bar{n}_{ВДпр}$ значений $\pi_{ГГ}^*$, $\tau_{ГГ}^*$ и $q(\lambda_{в})_{ВД}$, необходимо задаться несколькими значениями степени двухконтурности m . Для каждого из этих значений следует определить соответствующее значение $\lambda_{см}$. А затем, сопоставив его со значением $\lambda_{см}$ на расчетном режиме работы двигателя, определить истинное значение m при $\lambda_{см} = \lambda_{см,р}$.

Таблица 2.4. Алгоритм расчёта режимов совместной работы элементов ТКМ ТРДДсм при $\lambda_{см} = \text{const}$

$$B_1 = \frac{П(\lambda_{II})_p}{\pi_{ГГ,р}^*}, \quad B_2 = \frac{q(\lambda_{II})_p}{m_p \cdot q(\lambda_{в})_{ВД,р}}, \quad B_3 = \frac{q(\lambda_{см})_p}{(1+m_p)q(\lambda_{в})_{ВД,р}} \left(\frac{p_{см}^*}{p_{вВД}^*} \right)_p \sqrt{\left(\frac{T_{вВД}^*}{T_{см}^*} \right)_p}$$

1	$\bar{n}_{ВДпр}$, %	Заданное значение $\bar{n}_{ВДпр}$			
2	$\pi_{ГГ}^*$ (определить по характеристике ГГ, рис. 2.4 или табл. 2.3)				
3	$\tau_{ГГ}^*$ (определить по характеристике ГГ, рис. 2.4 или табл. 2.3)				
4	$q(\lambda_{в})_{ВД}$ (определить по характеристике ГГ, рис. 2.4 или табл. 2.3)				
5	m (задаться несколькими значениями степени двухконтурности m)	m_1	m_2	m_3	m_4
6	$q(\lambda_{II}) = B_2 \cdot m \cdot q(\lambda_{в})_{ВД}$ (из формулы 2.7)				
7	λ_{II} (определяется по значению $q(\lambda_{II})$ при $k = 1,4$)				
8	$П(\lambda_{II}) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{II}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, (k = 1,4)$				
9	$\bar{\pi}_{ТНД} = B_1 \frac{\pi_{ГГ}^*}{П(\lambda_{II})}$ (из формулы 2.6)				
10	$\bar{\lambda}_I = f(\bar{\pi}_{ТНД})$ (определяется по характеристике ТНД, рис. 2.6)				
11	$\lambda_I = \lambda_{I,р} \cdot \bar{\lambda}_I$				
12	$П(\lambda_I) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_I^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, (k = 1,33)$				
13	$\frac{p_I^*}{p_{II}^*} = \frac{П(\lambda_{II})}{П(\lambda_I)}$ (определяется из условия $p_I = p_{II}$, т.е. $П(\lambda_I)p_I^* = П(\lambda_{II})p_{II}^*$, считая, что $p_T^* = p_I^*$)				
14	$\left(\frac{L_{ТНД}}{T_{ТВД}^*} \right) = \frac{L_{ТНД}/T_{ТВД}^*}{L_{ТНД,р}/T_{ТВД,р}^*} = f(\bar{\pi}_{ТНД})$ (определяется по характеристике ТНД, см. рис. 2.6)				

15	$\frac{\Delta T_{\text{ТНД}}^*}{T_{\text{ТВД}}^*} = \left(\frac{\Delta T_{\text{ТНД}}^*}{T_{\text{ТВД}}^*} \right)_p \left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right)$, где $\Delta T_{\text{ТНД}}^* = T_{\text{ТВД}}^* - T_{\text{Т}}^*$ - перепад полной температуры на ТНД				
16	$\tau_{\text{ТНД}}^* = \frac{1}{1 - \frac{\Delta T_{\text{ТНД}}^*}{T_{\text{ТВД}}^*}}$ - степень понижения температуры в ТНД				
17	$\frac{T_{\text{Т}}^*}{T_{\text{ВВД}}^*} = \frac{\tau_{\text{ТНД}}^*}{\tau_{\text{ТНД}}^*}$				
18	$\frac{T_{\text{СМ}}^*}{T_{\text{ВВД}}^*} = \frac{\frac{T_{\text{Т}}^*}{T_{\text{ВВД}}^*} + m}{1 + m}$ (определяется из формулы для $T_{\text{СМ}}^*$)				
19	$\frac{p_{\text{СМ}}^*}{p_{\text{ВВД}}^*} = \frac{\sigma_{\text{П}} \sigma_{\text{СМ}} \frac{p_{\text{Т}}^*}{p_{\text{П}}^*} + \bar{F}_{\text{П}}}{\sigma_{\text{ПК}} (1 + \bar{F}_{\text{П}})}$ (определяется из формулы для $p_{\text{СМ}}^*$)				
20	$q(\lambda_{\text{СМ}}) = B_3 (1 + m) q(\lambda_{\text{В}})_{\text{ВД}} \frac{p_{\text{ВВД}}^*}{p_{\text{СМ}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{СМ}}^*}{T_{\text{ВВД}}^*}}$				

Если при каком-либо из предварительно выбранных значений m величина $q(\lambda_{\text{П}})$ в 6-ой строке этой таблицы оказывается превосходящей единицу (что физически невозможно), то дальнейший расчет при таком значении m не проводится.

По результатам расчета строится график зависимости $q(\lambda_{\text{СМ}})$ от m и по нему находится искомое значение m , при котором $q(\lambda_{\text{СМ}}) = q(\lambda_{\text{СМ}})_p$, как показано на рис. 2.7.

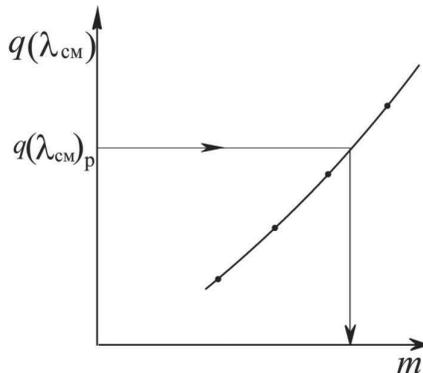


Рис. 2.7. К определению режимов совместной работы элементов ТКМ в ТРД_{СМ} при $\lambda_{\text{СМ}} = \text{const}$

В результате вычислений по алгоритму, изложенному в табл. 2.4, при различных значениях $\bar{n}_{ВД пр}$ становятся известными зависимости $m = f(\bar{n}_{ВД пр})$, $\left(\frac{L_{ТНД}}{T_{ТВД}^*}\right) = f(\bar{n}_{ВД пр})$ и $\bar{\pi}_{ТНД} = f(\bar{n}_{ВД пр})$ (рис. 2.8 и 2.9). Эти зависимости в численном виде представлены также и в табл. 2.5.

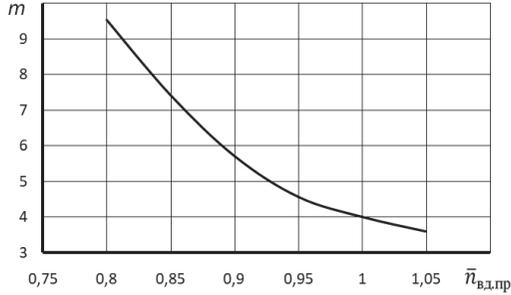


Рис. 2.8. Зависимость степени двухконтурности от $\bar{n}_{ВД пр}$

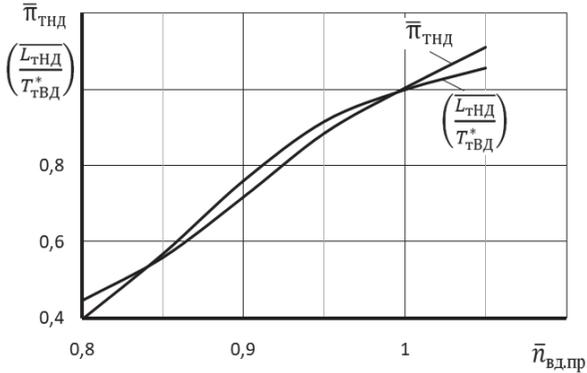


Рис. 2.9. Зависимость относительного параметра работы ТВД $\left(\frac{L_{ТНД}}{T_{ТВД}^*}\right)$ и $\bar{\pi}_{ТНД}$ от $\bar{n}_{ВД пр}$

Таблица 2.5

$\bar{n}_{ВД пр}$	m	$\left(\frac{L_{ТНД}}{T_{ТВД}^*}\right)$	$\bar{\pi}_{ТНД}$
0,8	9,54	0,397	0,445
0,85	7,419	0,569	0,559
0,9	5,699	0,761	0,717
0,95	4,556	0,916	0,885
1	4	0,998	1,003
1,05	3,595	1,057	1,111

Далее определяется относительная плотность тока на выходе из КНД $q(\lambda_{к})_{\text{нд}}$ для каждого значения $\bar{n}_{\text{вд пр}}$ по формуле (2.4), полученной выше,

$$q(\lambda_{к})_{\text{нд}} = \frac{q(\lambda_{к})_{\text{нд пр}}}{(1+m_{\text{р}})q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд пр}}} (1+m)q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}},$$

и степень подогрева воздуха в КНД $\tau_{\text{кнд}}^*$ по формуле (2.5)

$$\tau_{\text{кнд}}^* = 1 / \left[1 - \frac{\tau_{\Gamma\Gamma}^* \left(\frac{L_{\Gamma\text{нд}}}{T_{\Gamma\text{вд}}^*} \right)}{\text{const}(1+m)} \right].$$

Эти зависимости в численном виде и зависимости других параметров от $\bar{n}_{\text{вд пр}}$, необходимые для дальнейших расчётов, представлены в табл. 2.6.

Таблица 2.6

$\bar{n}_{\text{вд пр}}$	m	$q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$	$q(\lambda_{к})_{\text{нд}}$	$\tau_{\Gamma\Gamma}^*$	$\left(\frac{L_{\Gamma\text{нд}}}{T_{\Gamma\text{вд}}^*} \right)$	$\tau_{\text{кнд}}^*$
0,8	9,53981	0,34833	0,6986	2,234	0,397	1,025
0,85	7,41858	0,432	0,692	2,409	0,569	1,049
0,9	5,699	0,535	0,682	2,723	0,761	1,098
0,95	4,5562	0,63552	0,6719	3,074	0,916	1,171
1	4	0,7	0,666	3,341	0,998	1,238
1,05	3,595	0,755	0,6601	3,604	1,057	1,314

По данным этих расчётов на характеристику КНД (рис. 2.5) наносится рабочая линия (рис. 2.10).

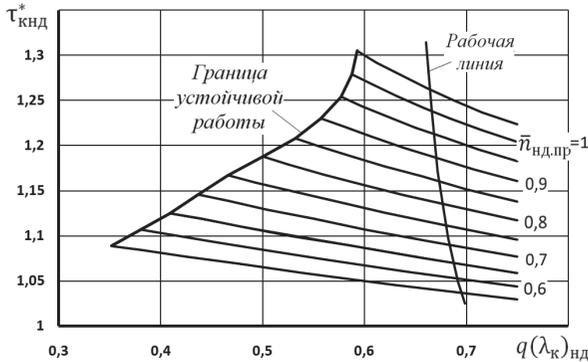


Рис. 2.10. Характеристика КНД с рабочей линией

Далее следует определить зависимость $q(\lambda_{к})_{\text{нд}}$ и $\tau_{\text{кнд}}^*$ от $\bar{n}_{\text{нд пр}}$ вдоль этой рабочей линии. Для этого необходимо определить значения $q(\lambda_{к})_{\text{нд}}$ и $\tau_{\text{кнд}}^*$ в точках пересечения рабочей линии с каждой напорной веткой КНД. Это можно выполнить вручную, сняв эти значения непосредственно из рис. 2.10, что

весьма трудоёмко и не точно. Однако более точно эти вычисления можно выполнить аналитически. Для этого необходимо аппроксимировать рабочую линию и выбранную напорную ветку при заданном значении $\bar{n}_{\text{нд пр}}$ (рис. 2.10) полиномами подходящей степени и отыскивать значения координат точки пересечения рабочей линии и напорной ветки, одновременно удовлетворяющие этим полиномам.

Такую процедуру следует повторить для всех напорных веток. Результаты этих вычислений для вараанта характеристики КНД, характеристика которой приведена выше в табл. 1.3, представлены в табл. 2.7 и на рис. 2.11.

Таблица 2.7. Координаты рабочей линии на характеристике КНД, построенной в виде зависимости $\tau_{\text{кнд}}^* = f [q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}, \bar{n}_{\text{нд пр}}]$

$\bar{n}_{\text{нд пр}}$	$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$	$\tau_{\text{кнд}}^*$
0,55	0,695	1,0371
0,6	0,691	1,0526
0,65	0,687	1,0703
0,7	0,683	1,0897
0,75	0,68	1,1116
0,8	0,676	1,1356
0,85	0,673	1,1604
0,9	0,671	1,1864
0,95	0,668	1,2127
1	0,666	1,2381
1,05	0,664	1,2627

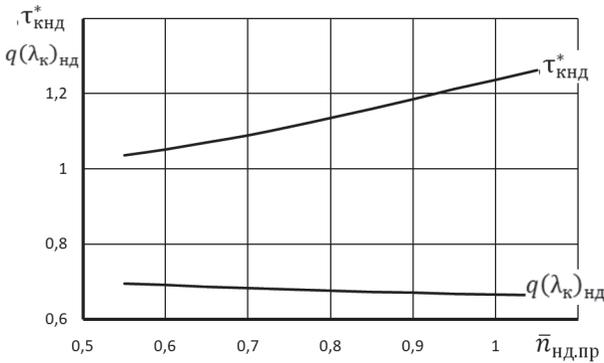


Рис. 2.11. Координаты рабочей линии КНД

Ниже, при расчёте характеристик турбокомпрессорного модуля, необходимо располагать связью между $\bar{n}_{\text{нд пр}}$ и $\bar{n}_{\text{вд пр}}$. Как следует из табл. 2.6 и табл. 2.7 эти обороты зависят от одного и того же параметра — $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$. Если на одном графике (рис. 2.12) построить зависимости $\bar{n}_{\text{нд пр}}$ и $\bar{n}_{\text{вд пр}}$ от $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$,

то путём аппроксимации или интерполяции зависимости $\bar{n}_{\text{ВД.пр}} = f[q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}]$ можно установить связь между $\bar{n}_{\text{ВД.пр}} = \varphi(\bar{n}_{\text{нд.пр}})$ (рис. 2.13 и табл. 2.8).

В последней колонке таблицы 2.8 и на рис. 2.13 представлены также и значения оборотов КВД, приведенных по температуре на входе в КНД

$$n'_{\text{ВД.пр}} = n_{\text{ВД}} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}}, \text{ или в относительном виде } \bar{n}'_{\text{ВД.пр}} = \bar{n}_{\text{ВД.пр}} \sqrt{\frac{\tau_{\text{кнд}}^*}{\tau_{\text{кнд.пр}}^*}}.$$

Их значение будет использовано ниже при построении линии предельных режимов работы двигателя.

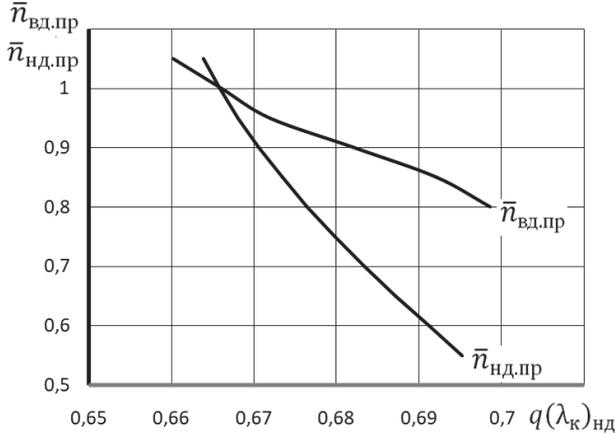


Рис. 2.12. Зависимость $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ и $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$ от $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$

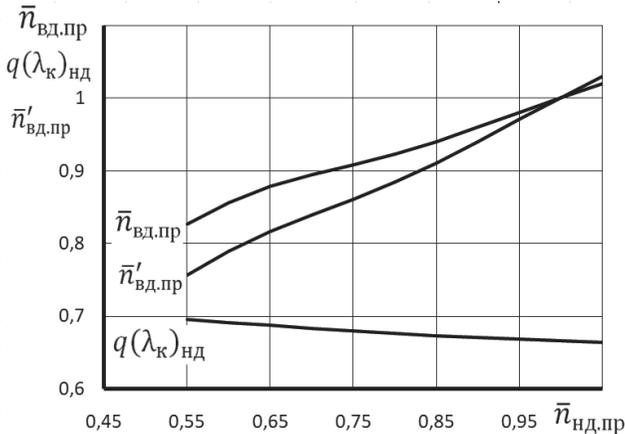


Рис. 2.13. Зависимость $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$, $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$ и $\bar{n}'_{\text{вд.пр}}$ от $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$

Таблица 2.8. Зависимость $\bar{n}_{\text{вд.пр}}$, $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$ и $\bar{n}'_{\text{вд.пр}}$ от $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$

$\bar{n}_{\text{нд.пр}}$	$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$	$\bar{n}_{\text{вд.пр}}$	$\bar{n}'_{\text{вд.пр}}$
0,55	0,6952	0,827	0,756814
0,6	0,6912	0,856	0,789148
0,65	0,6872	0,878	0,816707
0,7	0,6834	0,895	0,839377
0,75	0,6798	0,909	0,860806
0,8	0,6764	0,923	0,884278
0,85	0,6734	0,94	0,910355
0,9	0,6706	0,96	0,939974
0,95	0,6681	0,981	0,97112
1	0,6659	1,001	1,00141
1,05	0,6639	1,02	1,030025

**Построение рабочей линии на характеристике КНД
в обычных координатах**

Для построения рабочей линии на характеристике КНД в обычных координатах $\pi_{\text{кнд}}^* = f[q(\lambda_{\text{в}})_{\text{нд}}, \bar{n}_{\text{нд.пр}}]$ следует воспользоваться этой характеристикой в численном виде (табл. 1.4). Имея зависимость $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$ от $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ (табл. 2.8) можно при каждом значении $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ определить $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$, а по нему и табл. 1.4 интерполяцией определить все параметры КНД в зависимости от $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ (табл. 2.9 и рис. 2.14).

Таблица 2.9. Зависимость параметров КНД от $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$

$\bar{n}_{\text{нд.пр}}$	$q(\lambda_{\text{в}})$	$\pi_{\text{кнд}}^*$	$\eta_{\text{кнд}}^*$	$\tau_{\text{кнд}}^*$	$\bar{n}'_{\text{вд.пр}}$
0,55	0,546	1,073	0,4836	1,037	0,756
0,6	0,573	1,139	0,69265	1,053	0,788
0,65	0,602	1,212	0,79158	1,07	0,813
0,7	0,633	1,292	0,83901	1,09	0,838
0,75	0,668	1,38	0,86393	1,112	0,863
0,8	0,701	1,475	0,86639	1,135	0,889
0,85	0,738	1,576	0,86428	1,161	0,913
0,9	0,776	1,684	0,86006	1,187	0,941
0,95	0,814	1,791	0,85047	1,213	0,973
1	0,849	1,894	0,83872	1,238	1,001
1,05	0,879	1,986	0,82391	1,263	1,028

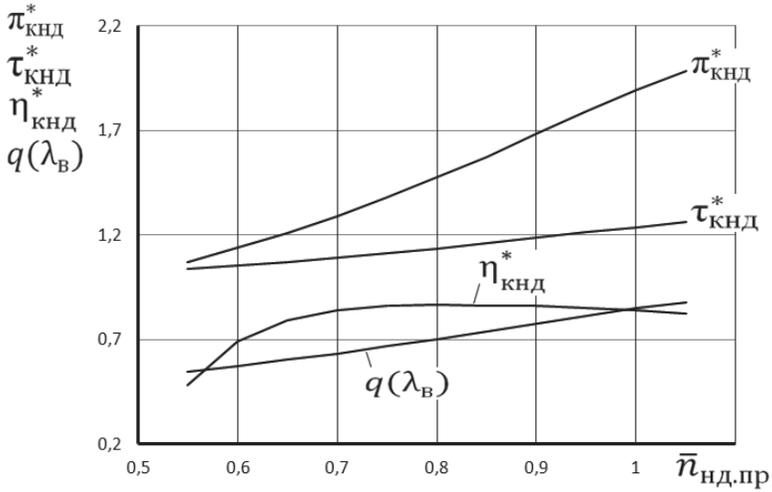


Рис. 2.14. Зависимость параметров КНД от $\bar{n}_{\text{НД,пр}}$

По данным табл. 2.9. можно построить рабочую линию КНД в обычных координатах (рис. 2.15).

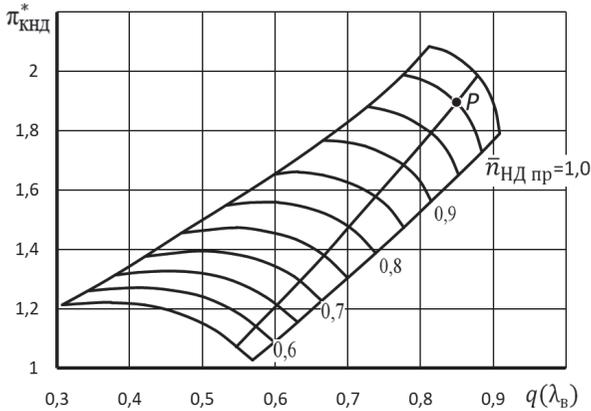


Рис. 2.15. Характеристика КНД с рабочей линией

Расчёт зависимости параметров газогенератора от $\bar{n}_{\text{НД,пр}}$

Для этого необходимо использовать зависимости параметров ГГ от $\bar{n}_{\text{ВД,пр}}$ (табл. 2.3) и зависимость $\bar{n}_{\text{ВД,пр}}$ от $\bar{n}_{\text{НД,пр}}$ (табл. 2.8). Задаваясь различными зна-

чениями $\bar{n}_{\text{НД,пр}}$ и определяя из табл. 2.8 соответствующие им значения $\bar{n}_{\text{ВД,пр}}$, по таблице 2.3 путём интерполяции следует определить значения всех параметров газогенератора при выбранном значении $\bar{n}_{\text{НД,пр}}$ (табл. 2.10 и рис. 2.16).

Таблица 2.10. Зависимость параметров ГГ и ТНД от $\bar{n}_{\text{НД,пр}}$

$\bar{n}_{\text{НД,пр}}$	$\pi^*_{\text{ГГ}}$	$\Delta^*_{\text{ГГ}}$	$\tau^*_{\text{ГГ}}$	$\bar{\pi}_{\text{ТНД}}$	$(L_{\text{ТНД}}/T^*_{\text{ТВД}})$	m
0,55	1,704	3,228	2,33	0,506	0,4894637	8,395
0,6	1,971	3,391	2,45	0,578	0,5914378	7,215
0,65	2,242	3,587	2,59	0,649	0,6782555	6,44
0,7	2,438	3,728	2,69	0,701	0,7409136	5,88
0,75	2,613	3,857	2,78	0,746	0,7876295	5,503
0,8	2,808	4,002	2,89	0,796	0,8337751	5,162
0,85	3,029	4,167	3,01	0,853	0,8859367	4,777
0,9	3,252	4,336	3,13	0,909	0,9325666	4,443
0,95	3,448	4,491	3,24	0,958	0,9670294	4,21
1	3,637	4,641	3,35	1,006	0,9996151	3,989
1,05	3,8	4,778	3,45	1,046	1,0215311	3,837

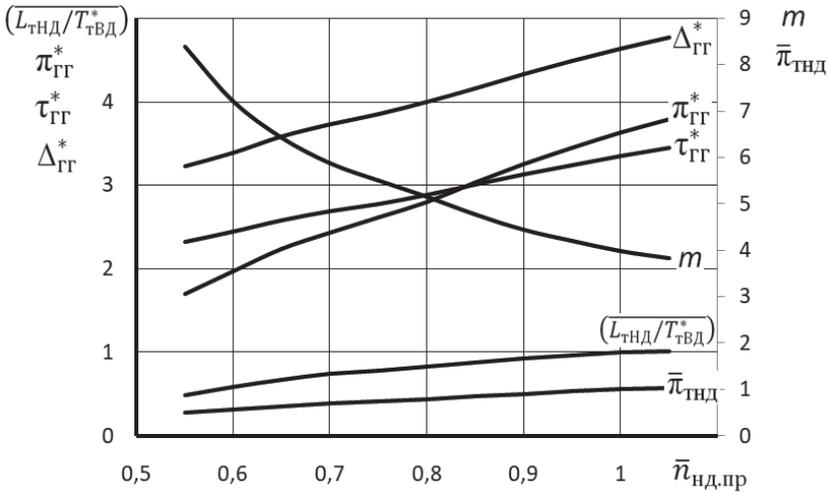


Рис. 2.16. Зависимость параметров ГГ и ТНД от $\bar{n}_{\text{НД,пр}}$

2.4. Расчет характеристик турбокомпрессорного модуля ТРДДСм

По результатам определения режимов совместной работы элементов турбокомпрессорного модуля ТРДДСм проводится расчет его характеристик, т.е. зависимостей его параметров (степеней повышения давления $\pi_{\text{ТКМ}}^*$, и температуры $\tau_{\text{ТКМ}}^*$, приведенных по входу в ТКМ расходов воздуха и топлива и др.) от режима его работы. Режим работы ТКМ определяется только приведенной частотой вращения любого из его роторов, причем для последующего расчета эксплуатационных характеристик ТРДДСм целесообразно представлять характеристики ТКМ в виде зависимостей указанных параметров ТКМ от приведенной частоты вращения компрессора (ротора) низкого давления $n_{\text{НДпр}}$.

Характеристика ТКМ ТРДДСм может быть определена с помощью следующих расчетных соотношений.

1. Степень повышения давления в ТКМ

$$\pi_{\text{ТКМ}}^* = p_{\text{см}}^* / p_{\text{в}}^* .$$

Выше было установлено, что величина полного давления на выходе из камеры смешения

$$p_{\text{см}}^* = \sigma_{\text{см}} \frac{p_1^* + \bar{F}_{\text{II}} p_{\text{II}}^*}{1 + \bar{F}_{\text{II}}} , \text{ Па,}$$

где $\bar{F}_{\text{II}} = \frac{F_{\text{II}}}{F_1}$ – отношение площади F_{II} проточной части двигателя в сечении

II-II к площади F_1 проточной части в сечении I-I (рис. 1.1), $p_1^* = \sigma_{\text{зд}} p_{\text{Т}}^*$, а $\sigma_{\text{см}}$ и $\sigma_{\text{зд}}$ – заданные в исходных данных значения коэффициентов потерь полного давления в наружном контуре и в затурбинном диффузоре соответственно.

Разделив обе части данного уравнения на $p_{\text{в}}^*$, получим

$$\pi_{\text{ТКМ}}^* = \sigma_{\text{см}} \pi_{\text{кНД}}^* \frac{\sigma_{\text{пк}} \pi_{\text{Г}}^* / \pi_{\text{ТНД}}^* + \sigma_{\text{II}} \bar{F}_{\text{II}}}{1 + \bar{F}_{\text{II}}} ,$$

причем значение \bar{F}_{II} было определено в ходе термодинамического расчета двигателя.

2. Степень повышения температуры в ТКМ

$$\tau_{\text{ТКМ}}^* = T_{\text{см}}^* / T_{\text{в}}^* .$$

Полная температура газа на выходе из камеры смешения

$$T_{\text{см}}^* = (T_{\text{Т}}^* + m T_{\text{кНД}}^*) / (1 + m) .$$

Разделив обе части данного уравнения на $T_{\text{в}}^*$ получим

$$\tau_{\text{ТКМ}}^* = \tau_{\text{кНД}}^* \frac{\tau_{\text{Г}}^* / \tau_{\text{ТНД}}^* + m}{1 + m} .$$

3. Приведенный расход воздуха

Так как приведенный расход воздуха через компрессор

$$G_{\text{в.пр}} = G_{\text{в}} \frac{101300}{p_{\text{в}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{в}}^*}{288}} ,$$

где

$$G_{\text{в}} = m \frac{p_{\text{в}}^*}{\sqrt{T_{\text{в}}^*}} q(\lambda_{\text{в}}) F_{\text{в}} ,$$

то отсюда следует, что

$$G_{\text{в.пр}} = \text{const } q(\lambda_{\text{в}}) .$$

Таким образом, приведенный расход воздуха через компрессор пропорционален $q(\lambda_B)$. Тогда, записав это выражение для произвольного и расчётного режима работы двигателя и разделив их друг на друга, получим, что

$$G_{в.пр} = G_{в.пр.р} \frac{q(\lambda_B)}{q(\lambda_B)_р}$$

4. Приведенный часовой расход топлива

Из уравнения сохранения энергии между сечениями "в-в" и "см-см" (рис. 1.1), пренебрегая затратами энергии на сжатие воздуха, отбираемого на самолетные нужды, имеем

$$G_{т.ч} = 3600 \frac{G_B}{u \eta_{г}} \left(1 - \frac{g_{отб}}{1+m} \right) c_p (T_{см}^* - T_B^*).$$

Учитывая, что $G_B = m \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}} q(\lambda_B) F_B$ и что $G_{т.пр} = G_T \frac{101300}{p_B^*} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}$,

Получим

$$G_{т.ч.пр} = \text{const } q(\lambda_B) \left(1 - \frac{g_{отб}}{1+m} \right) c_p T_B^* (\tau_{ТКМ}^* - 1).$$

Пренебрегая здесь изменением произведения $c_p \left(1 - \frac{g_{отб}}{1+m} \right)$ при изменении режима работы двигателя, будем иметь

$$G_{т.ч.пр} = G_{т.ч.пр.р} \frac{q(\lambda_B)(\tau_{ТКМ}^* - 1)}{q(\lambda_B)_р(\tau_{ТКМ.р}^* - 1)},$$

где величины $G_{т.ч.пр.р}$ и $\tau_{ТКМ.р}^*$ были определены в ходе термодинамического расчета двигателя.

К характеристикам ТКМ относятся также зависимости от $n_{ндпр}$ следующих величин, знание которых необходимо для определения эксплуатационных ограничений и программы регулирования двигателя.

5. Степень подогрева газа в ТКМ $\Delta_{ТКМ}^* = T_{г}^* / T_B^*$.

Её легко определить, зная степень подогрева в газогенераторе и КНД:

$$\Delta_{ТКМ}^* = \Delta_{гг}^* \tau_{КНД}^*.$$

6. Частота вращения КВД, приведенная по температуре на входе в КНД: абсолютная

$$n'_{ВДпр} = n_{ВД} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}},$$

а относительная

$$\bar{n}'_{ВДпр} = \bar{n}_{ВДпр} \sqrt{\frac{\tau_{КНД}^*}{\tau_{КНД.р}^*}}.$$

7. Относительная площадь критического сечения сопла

$$\bar{F}_{кр} = F_{кр} / F_{кр.р}.$$

Выразим $F_{кр}$ из уравнения расхода газа через критическое сечение сопла в параметрах заторможенного потока

$$G_{г} = m_{г} \frac{\sigma_{фк} p_{см}^*}{\sqrt{T_{см}^*}} q(\lambda_{кр}) F_{кр}, \quad F_{кр} = \frac{G_{г} \sqrt{T_{см}^*}}{m_{г} \sigma_{фк} p_{см}^* q(\lambda_{кр})}.$$

Запишем это выражение и для расчётного режима работы двигателя

$$F_{кр,р} = \frac{G_{г,р} \sqrt{T_{см,р}^*}}{m \sigma_{фк} \rho_{см,р}^* q(\lambda_{кр})_р}$$

Разделив их друг на друга, полагая, что $G_{г,р}$ пропорционален $G_{в,р}$, а $q(\lambda_{кр})_р = 1$, получим, что

$$\bar{F}_{кр} = \frac{q(\lambda_{в})}{q(\lambda_{в})_р} \frac{\pi_{ТКМ,р}^*}{\pi_{ТКМ}^*} \sqrt{\frac{\tau_{ТКМ,р}^*}{\tau_{ТКМ,р}^*}}$$

8. Суммарная степень повышения давления в компрессоре

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

Результаты расчета характеристик ТКМ представлены ниже в табл. 2.11 и на рис. 2.17 и 2.18. С их помощью определяются предельные режимы работы двигателя (строится линия предельных режимов работы), формируется программа регулирования двигателя и рассчитываются его высотно-скоростные и дроссельные характеристики.

Таблица 2.11. Характеристики ТКМ

$\bar{n}'_{вд,р}$	$\pi_{ТКМ}^*$	$\tau_{ТКМ}^*$	$G_{в,р}$	$G_{г,р}$	$\Delta_{ТКМ}^*$	m	$\bar{F}_{кр}$	$\bar{n}'_{вд,р}$
0,550	1,009	1,152	227,897	884,683	3,348	8,395	0,979	0,756
0,600	1,075	1,192	239,198	1168,224	3,570	7,215	0,981	0,788
0,650	1,148	1,235	251,342	1508,197	3,839	6,440	0,983	0,813
0,700	1,226	1,278	264,378	1875,344	4,063	5,880	0,984	0,838
0,750	1,313	1,322	278,700	2289,633	4,288	5,503	0,986	0,863
0,800	1,405	1,372	292,625	2774,055	4,545	5,162	0,985	0,889
0,850	1,504	1,429	307,849	3369,197	4,836	4,777	0,988	0,913
0,900	1,611	1,491	323,998	4056,147	5,146	4,443	0,992	0,941
0,950	1,716	1,552	339,744	4777,117	5,449	4,210	0,996	0,973
1,000	1,818	1,613	354,376	5534,424	5,747	3,989	1,000	1,001
1,050	1,908	1,670	366,720	6266,877	6,032	3,837	1,003	1,028

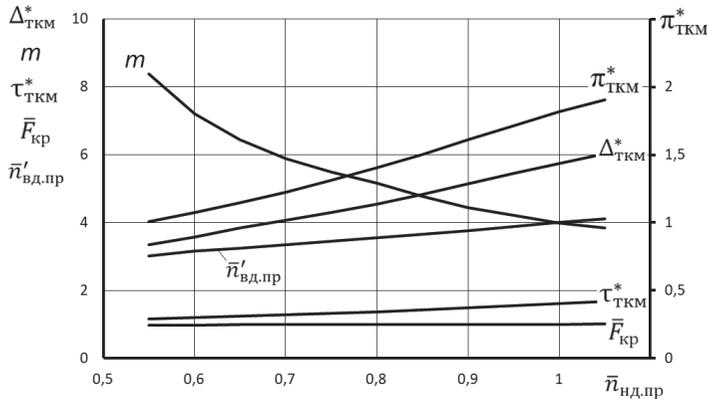


Рис. 2.17. Характеристики ТКМ

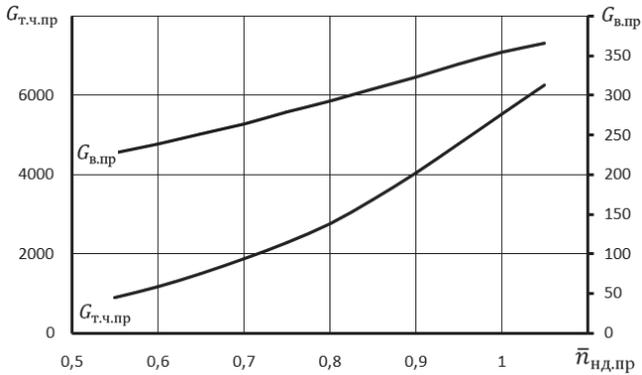


Рис. 2.18. Характеристики ТКМ

Глава 3. Расчёт эксплуатационных характеристик ТРДЦсм

3.1. Построение линии предельных режимов и формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

Определение программы регулирования двигателя на максимальном режиме должно начинаться с построения так называемой "линии предельных режимов". Она ограничивает максимально допустимые значения приведенной (и, соответственно, физической) частоты вращения роторов двигателя в зависимости от температуры заторможенного потока воздуха на входе в него T_B^* . Эти значения могут быть ограничены (в том или ином диапазоне значений T_B^*) прочностью роторов ($\bar{n}_{нд\ max}$ и $\bar{n}_{вд\ max}$), жаропрочностью лопаток турбины ($T_{г\ max}^*$) или газодинамической устойчивостью каскадов компрессора ($\Delta K_{y\ min}$).

При обычном расположении рабочей линии на характеристиках КНД и КВД двухвального двухконтурного двигателя минимальные запасы устойчивости наблюдаются у КНД в области приведенных частот вращения, превышающих расчетное значение. Поэтому ограничению по $\Delta K_{y\ min}$ соответствует ограничение $\bar{n}_{ндпр\ max}$. Существенное снижение ΔK_y может наблюдаться также в КВД в области пониженных частот вращения. Но $\Delta K_{y\ min}$ обеспечивается в этом случае не за счет ограничений, а путем соответствующего регулирования компрессора высокого давления.

В данной книге линия предельных режимов представляется в виде максимального (с учетом этих ограничений) значения $\bar{n}_{ндпр}$ в зависимости от T_B^* , как показано на рис. 3.1, и строится по результатам расчета характеристики турбокомпрессорного модуля (ТКМ) двигателя.

Для этого необходимо, прежде всего, определить ограничиваемые величины, т.е. значения $\bar{n}_{нд\ max}$, $\bar{n}_{вд\ max}$, $T_{г\ max}^*$ и $\bar{n}_{ндпр\ max}$.

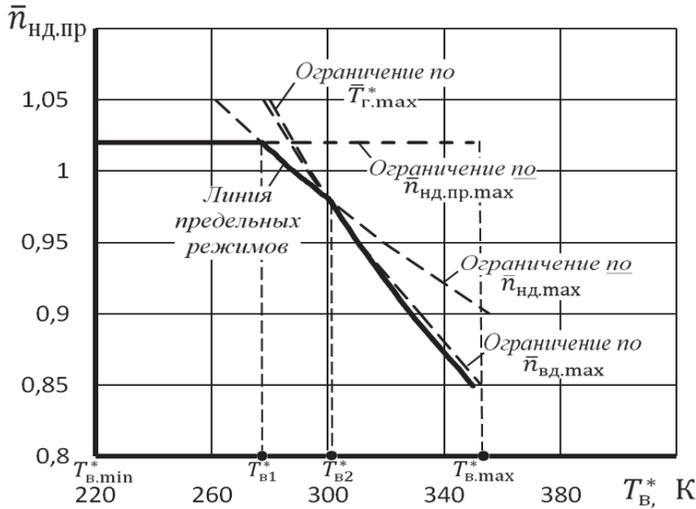


Рис. 3.1. К построению линии предельных режимов работы двигателя

Эти величины должны быть уточнены с учетом их значений у двигателей аналогичных схем и следующих соображений.

Одно из значений $\bar{n}_{нд\ max}$ или $\bar{n}_{вд\ max}$ должно быть задано равным 100 % от расчетного значения, поскольку расчетный режим является максимальным (или полным форсированным). Частота вращения другого ротора обычно ограничивается величиной 102 ... 105 %.

Примечание. Численные значения относительных оборотов $\bar{n}_{нд}$ или $\bar{n}_{вд}$ могут даваться или в процентах (например, $\bar{n}_{нд} = 85\%$ или $\bar{n}_{нд} = 105\%$), или в долях от единицы (например, $\bar{n}_{нд} = 0,85$ или $\bar{n}_{нд} = 1,05$).

Максимально допустимая температура газов $T_{г\ max}^*$ в турбинах с охлаждаемыми лопатками обычно всего лишь на 20 ... 40 градусов может превышать расчетное значение.

Значение $\Delta K_{y\ min}$ и, соответственно, $\bar{n}_{нд\ пр\ max}$ определяется для каждой конкретной силовой установки уровнем возмущений потока на входе в компрессор, возникающих при различных углах атаки и скольжения и при применении бортового оружия, необходимостью иметь достаточный запас устойчивости на переходных режимах и т.п. На основании статистических данных, $\bar{n}_{нд\ пр\ max}$ обычно равно 1,0 ... 1,05.

Дальнейшие расчеты с использованием характеристик ТКМ удобнее вести не определяя максимальные значения $\bar{n}_{нд\ пр\ max}$ для различных значений $T_{в}^*$, а наоборот, определяя те значения $T_{в}^*$, при которых наступают те или иные ог-

раничения при различных значениях $\bar{n}_{\text{HDпр}}$. Это можно сделать следующим образом.

1. Из характеристики ТКМ, представленной в табличной форме (см. табл. 2.11) или в виде рисунков (рис. 2.17 и 2.18), выбирается несколько значений $\bar{n}_{\text{HDпр}}$, для которых далее будет проводиться расчет. Для каждого из этих значений определяются значения Δ_{TKM}^* и $\bar{n}'_{\text{ВДпр}}$.

2. Определяется значение $T_{\text{В}}^*$, соответствующее (при выбранном $\bar{n}_{\text{HDпр}}$) $\bar{n}_{\text{HD max}}$:

$$(T_{\text{В}}^*)_{\bar{n}_{\text{HD max}}} = 288(\bar{n}_{\text{HD max}}/\bar{n}_{\text{HDпр}})^2, \text{ К.}$$

3. Определяется значение $T_{\text{В}}^*$, соответствующее (при выбранном $\bar{n}_{\text{HDпр}}$) $\bar{n}_{\text{ВД max}}$:

$$(T_{\text{В}}^*)_{\bar{n}_{\text{ВД max}}} = 288(\bar{n}_{\text{ВД max}}/\bar{n}'_{\text{ВДпр}})^2, \text{ К.}$$

4. Определяется значение $T_{\text{Г}}^*$, соответствующее (при выбранном $\bar{n}_{\text{HDпр}}$) $T_{\text{Г max}}^*$:

$$(T_{\text{В}}^*)_{T_{\text{Г max}}^*} = \frac{T_{\text{Г max}}}{\Delta_{\text{TKM}}^*}, \text{ К.}$$

Порядок расчетов линии предельных режимов работы двигателя представлен в виде таблицы 3.1. При этом для двигателей, которые эксплуатируются на дозвуковых скоростях полета, максимальное значение $T_{\text{В}}^*$ обычно не превосходит 350 К. Тогда для расчета линии предельных режимов достаточно использовать точки из характеристики ТКМ, соответствующие (с запасом) $\bar{n}_{\text{HDпр}} > 0,88$, включая значение $\bar{n}_{\text{HDпр}}=1,0$.

Таблица 3.1. Расчет линии предельных режимов работы двигателя $\bar{n}_{\text{HDпр max}} = f(T_{\text{В}}^*)$

Исходные данные:

$$\bar{n}_{\text{HD max}} = \quad ; \quad \bar{n}_{\text{ВД max}} = \quad ; \quad T_{\text{Г max}}^* = \quad \text{К}; \quad \bar{n}_{\text{HDпр max}} =$$

1	$\bar{n}_{\text{HDпр}}$ (назначается из таблицы 2.11 характеристик ТКМ)						
2	Δ_{TKM}^* (определяется из таблицы 2.11 характеристик ТКМ при значении $\bar{n}_{\text{HDпр}}$ из пункта 1 этой таблицы)						
3	$\bar{n}'_{\text{ВДпр}}$ (определяется из таблицы 2.11 характеристик ТКМ при значении $\bar{n}_{\text{HDпр}}$ из пункта 1 этой таблицы)						

Значения $T_{\text{В}}^*$, соответствующие $\bar{n}_{\text{HD}} = \bar{n}_{\text{HD max}}$

$(T_{\text{В}}^*)_{\bar{n}_{\text{HD max}}} = 288(\bar{n}_{\text{HD max}}/\bar{n}_{\text{HDпр}})^2, \text{ К}$							
--	--	--	--	--	--	--	--

4							
Значения $T_{\text{в}}^*$, соответствующие $\bar{n}_{\text{ВД}} = \bar{n}_{\text{ВД max}}$							
5	$(T_{\text{в}}^*)_{\bar{n}_{\text{ВД max}}} = 288(\bar{n}_{\text{ВД max}}/\bar{n}'_{\text{ВДпр}})^2$, К						
Значения $T_{\text{в}}^*$, соответствующие $T_{\text{Г max}}^*$							
6	$(T_{\text{в}}^*)_{T_{\text{Г max}}^*} = \frac{T_{\text{Г max}}^*}{\Delta_{\text{ТКМ}}^*}$, К						

По результатам расчетов строится график, содержащий кривые $(T_{\text{в}}^*)_{\bar{n}_{\text{ВД max}}} = f_1(\bar{n}_{\text{ВДпр}})$, $(T_{\text{в}}^*)_{\bar{n}_{\text{ВД max}}} = f_2(\bar{n}_{\text{ВДпр}})$ и $(T_{\text{в}}^*)_{T_{\text{Г max}}^*} = f_3(\bar{n}_{\text{ВДпр}})$, как показано на рис. 3.1. Взаимное расположение этих кривых может несколько отличаться от представленного на данном рисунке. При этом значение $T_{\text{в}}^*_{\text{min}}$ принимается равным 213 К (-60°C), а $T_{\text{в}}^*_{\text{max}}$ – наибольшему из полученных в расчете (в таблице 3.1) значению $T_{\text{в}}^*$. Затем на этот же график наносится горизонтальная линия, соответствующая ограничению по запасу устойчивости КНД, т.е. линия $\bar{n}_{\text{ВДпр max}}$ (рис. 3.1). После этого по точкам пересечения построенных кривых определяются температуры $T_{\text{в1}}^*$, $T_{\text{в2}}^*$ и $T_{\text{в3}}^*$, соответствующие переходу от одного ограничения к другому. Значение $T_{\text{в1}}^*$, уточняется по формуле:

$$T_{\text{в1}}^* = 288 \left(\frac{\bar{n}_{\text{ВД max}}}{\bar{n}_{\text{ВДпр max}}} \right)^2, \text{ К.}$$

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

Линия предельных режимов является огибающей всех полученных кривых снизу. Она является основой для формирования программы регулирования двигателя на максимальном режиме.

ТРДД обычно снабжаются системами измерения частот вращения роторов $n_{\text{ВД}}$ и $n_{\text{ВД}}$, температуры воздуха на входе $T_{\text{в}}^*$ и температуры за турбиной $T_{\text{Г}}^*$, по которой можно косвенно следить за температурой перед турбиной $T_{\text{в}}^*$.

Согласно линии предельных режимов при различных значениях $T_{\text{в}}^*$ наступает то или иное ограничение на максимальном режиме работы двигателя.

Для формирования соответствующей программы регулирования двигателя необходимо построить график по типу рис 3.2, на котором следует отложить $T_{\text{в min}}^*$ и найденные при построении линии предельных режимов значения температур $T_{\text{в1}}^*$, $T_{\text{в2}}^*$ и $T_{\text{в3}}^*$ и $T_{\text{в max}}^*$. Затем для каждой из них необходимо определить по линии предельных режимов соответствующие значения $\bar{n}_{\text{ВДпр}}$ и по характеристике ТКМ, представленной в графической форме (см. рис. 2.17), определить отвечающие им значения $\bar{n}'_{\text{ВДпр}}$ и $\Delta_{\text{ТКМ}}^*$. После этого для каждого из рассматриваемых значений $T_{\text{в}}^*$ вычисляются:

$$\bar{n}_{\text{ВД}} = \bar{n}_{\text{ВДпр}} \sqrt{T_{\text{в}}^*/T_{\text{в.р}}^*}, \quad \bar{n}_{\text{ВД}} = \bar{n}'_{\text{ВДпр}} \sqrt{T_{\text{в}}^*/T_{\text{в.р}}^*} \quad \text{и} \quad T_{\text{Г}}^* = T_{\text{в}}^* \cdot \Delta_{\text{ТКМ}}^*.$$

Здесь $T_{в,р}^*$ – температура на входе в двигатель на расчетном режиме его работы. Например, если расчетный режим работы двигателя соответствует условиям $H=0$ и $M_H=0$, то $T_{в,р}^*=288$ К.

Все вычисления, необходимые для формирования программы регулирования двигателя на максимальном режиме, удобно представить в виде таблицы по типу таблицы 3.2.

Таблица 3.2. Формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

1	Задать значения температур $T_{в}^*$ от $T_{в \min}^*$ до $T_{в \max}^*$ с выбранным шагом, включая и значения температур $T_{в1}^*$, $T_{в2}^*$ и $T_{в3}^*$	$T_{в \min}^* \dots T_{в \max}^*$
2	Определить значение $\bar{n}_{НДпр}$ по линии предельных режимов (рис. 3.1) графически или по её численному аналогу при значениях $T_{в}^*$ из пункта 1 этой таблицы	
3	Определить значение $\bar{n}'_{ВДпр}$ из характеристики ТКМ (рис. 2.17) графически при значении $\bar{n}_{НДпр}$ из пункта 2 этой таблицы	
4	Определить значение $\Delta_{ТКМ}^*$ из характеристики ТКМ (рис. 2.17) графически при значении $\bar{n}_{НДпр}$ из пункта 2 этой таблицы	
5	$\bar{n}_{НД} = \bar{n}_{НДпр} \sqrt{T_{в}^* / T_{в,р}^*}$	
6	$\bar{n}_{ВД} = \bar{n}'_{ВДпр} \sqrt{T_{в}^* / T_{в,р}^*}$	
7	$T_{\Gamma}^* = T_{в}^* \Delta_{ТКМ}^*$	

Примечание. Значения $\bar{n}'_{ВДпр}$ и $\Delta_{ТКМ}^*$ более точно можно определить, предварительно аппроксимировав зависимости $\bar{n}'_{ВДпр} = f(\bar{n}_{НДпр})$ и $\Delta_{ТКМ}^* = \varphi(\bar{n}_{НДпр})$, представленные на рис. 2.17 и табл. 2.11.

Вычисленные в таблице 3.2 значения $\bar{n}_{НДпр}$, $\bar{n}_{НД}$, $\bar{n}_{ВД}$ и T_{Γ}^* , соответствующие каждому из значений $T_{в}^*$, наносятся на график (рис. 3.2).

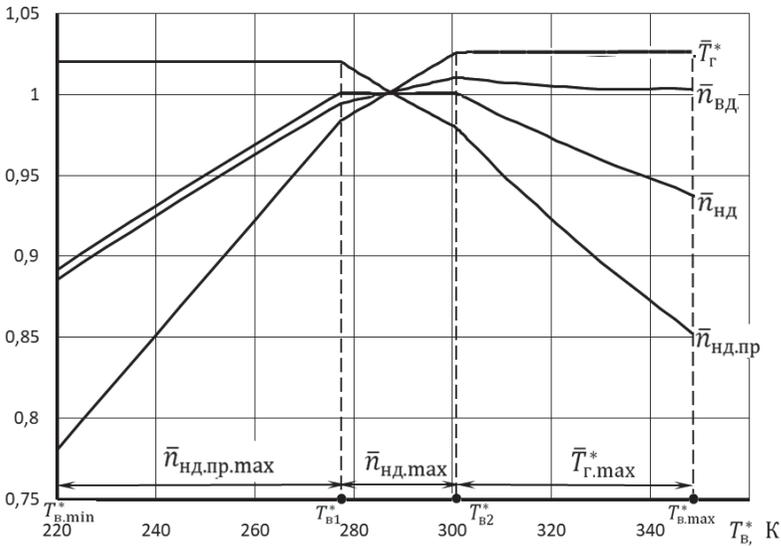


Рис. 3.2. Программа регулирования двигателя на максимальном режиме

3.2. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДЦсм

Характеристиками авиационных ГТД называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от условий полета и режима работы двигателя.

Протекание характеристик двигателя зависит от многих факторов и, в частности, определяется схемой двигателя, его расчетными параметрами, программой управления и внешними условиями.

К характеристикам ТРДЦсм относятся высотно-скоростные и дроссельные.

Высотно-скоростными характеристиками (ВСХ) называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $c_{уд}$ от числа M_H (скорости полета) и высоты полета H на заданном режиме работы двигателя и принятой программе его регулирования.

При расчете ВСХ выбирается один из режимов работы двигателя «Максималь» или «Полный форсированный режим».

Дроссельными характеристиками (ДХ) двигателя называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $c_{уд}$ от режима работы двигателя при неизменных условиях полета (H, M_H).

При расчете характеристик ТРДЦсм используются полученные ранее характеристики ТКМ и программа регулирования двигателя.

3.2.1. Расчет высотно-скоростных характеристик

Скоростными характеристиками (СХ) двигателя называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $c_{уд}$ от числа M_H (скорости полета) на неизменной высоте полета ($H=const$) при заданном режиме работы двигателя и принятой программе его регулирования.

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

1. При заданных значениях H , M_H определяются значения параметров атмосферы p_H , T_H и параметров заторможенного потока на входе в КНД, а также скорости полета:

$$T_B^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right), \text{ К}; \quad p_B^* = p \sigma_{вх} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}, \text{ Па};$$

$$V = M \sqrt{kRT}, \text{ м/с},$$

2. По линии предельных режимов работы двигателя (рис. 3.1) находится соответствующее данному значению T_B^* значение $\bar{n}_{НДпр} = \bar{n}_{НД} \sqrt{288/T_B^*}$ на максимальном режиме.

3. По характеристике ТКМ (рис. 2.17 и рис. 2.18) или с помощью полиномов, аппроксимирующих эти характеристики, находятся соответствующие данным $\bar{n}_{НДпр}$ значения

$$\tau_{ТКМ}^*, \quad \tau_{ТКМ}, \quad m, \quad G_{в пр} \quad \text{и} \quad G_{т пр}.$$

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 газа из сопла c_c , тяга и удельный расход топлива двигателя:

$$c = \pi_{ТКМ}^* p_B^* / p; \quad e_c = \frac{k_{г.н}-1}{c^{k_{г.н}}} \quad (\text{при } k_{г.н} = 1,33);$$

$$T_C^* = T_{см}^* = \tau_{ТКМ}^* T_B^*, \text{ К}; \quad c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{p г.н} T_C^* \left(1 - \frac{1}{e_c}\right)}, \text{ м/с};$$

$$G_\Gamma = G_B (1 - g_{отб} / (1 + m)) + G_{т.ч} / 3600, \text{ кг/с};$$

$$P = G_\Gamma c_c - G_B V, \text{ Н}; \quad c_{уд} = G_{т.ч} / P, \text{ кг/(Н·ч)}.$$

Рассмотренный выше порядок расчёта высотно-скоростных характеристик изложен в табл. 3.3.

Таблица 3.3. Порядок расчёта высотно-скоростных характеристик

Исходные данные:
 $H = \dots, \text{ м}; \quad p_H = \dots, \text{ Па}; \quad T_H = \dots, \text{ К}; \quad a_H = \dots, \text{ м/с};$
 $M = \dots; \quad \sigma_{\text{вх}} = f(M) = \dots$

1.	$T_B^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)$	
2.	$p_B^* = p \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$	
3.	$V = M \sqrt{kRT}$	
4.	$\bar{n}_{\text{нд.пр}} = f(T_B^*)$ (Определить по ЛПР)	
5.	$\pi_{\text{ТКМ}}^*$ (Определить из характеристики ТКМ)	
6.	$\tau_{\text{ТКМ}}^*$ (Определить из характеристики ТКМ)	
7.	$G_{\text{в.пр}}$ (Определить из характеристики ТКМ)	
8.	$G_{\text{т.ч.пр}}$ (Определить из характеристики ТКМ)	
9.	m (Определить из характеристики ТКМ)	
10.	$G_B = G_{\text{в.пр}} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}$	
11.	$G_{\text{т.ч}} = G_{\text{т.ч.пр}} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}$	
12.	$c = \pi_{\text{ТКМ}}^* p_B^* / p$	
13.	$e_c = \frac{k_{\text{г.н}} - 1}{c k_{\text{г.н}}}$	
14.	$T_c^* = \tau_{\text{ТКМ}}^* T_B^*$	
15.	$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{\text{п г.н}} T_c^* \left(1 - \frac{1}{e_c} \right)}$	
16.	$G_{\Gamma} = G_B \left(1 - g_{\text{отб}} / (1 + m) \right) + G_{\text{т.ч}} / 3600$	
17.	$P = G_{\Gamma} c_c - G_B V$	
18.	$c_{\text{уд}} = G_{\text{т.ч}} / P$	

Расчёт по этой таблице следует повторить при других значениях чисел Маха в выбранном заранее диапазоне их значений.

Ниже представлен фрагмент таблицы расчёта ВСХ с численными значениями рассчитанных параметров.

Таблица 3.4. Фрагмент результатов расчёта ВСХ

T^*_B	270	275	277,3	278	279	280	281	282	283
$\bar{n}_{\text{нд.пр}}$	1,02	1,02	1,02	1,019	1,017	1,015	1,013	1,011	1,009
$\pi^*_{\text{ткм}}$	1,855	1,855	1,855	1,853	1,849	1,846	1,842	1,839	1,835
$\tau^*_{\text{ткм}}$	1,637	1,637	1,637	1,635	1,633	1,631	1,629	1,627	1,624
$G_{\text{в.пр}}$	359,5	359,5	359,5	359,2	358,7	358,2	357,7	357,3	356,7
$G_{\text{т.пр}}$	5826	5826	5826	5807	5779	5753	5725	5698	5670
m	3,941	3,941	3,941	3,945	3,95	3,956	3,961	3,967	3,972
M	1,112	1,162	1,185	1,192	1,201	1,211	1,22	1,23	1,239
$\sigma_{\text{вх}}$	0,967	0,964	0,962	0,961	0,96	0,96	0,959	0,958	0,957
V	328,1	343,1	349,8	351,8	354,6	357,5	360,3	363	365,8
p^*_B	47518	50481	51880	52310	52928	53550	54177	54808	55443
π_c	3,887	4,129	4,244	4,273	4,315	4,358	4,401	4,444	4,486
e_c	1,401	1,422	1,431	1,434	1,437	1,441	1,444	1,448	1,451
T^*_c	441,9	450,1	453,9	454,6	455,6	456,7	457,7	458,7	459,7
c_c	533	547,8	554,5	556	558,2	560,4	562,6	564,7	566,8
G_B	174,2	183,4	187,7	188,8	190,5	192,1	193,7	195,4	197
$G_{\text{т.ч}}$	2646	2836	2927	2945	2971	2998	3023	3050	3075
G_{Γ}	174,3	183,5	187,8	188,9	190,5	192,2	193,8	195,4	197,1
P	35710	37569	38452	38600	38806	39021	39225	39438	39639
$c_{\text{уд}}$	0,074	0,076	0,076	0,076	0,077	0,077	0,077	0,077	0,078

Таблица 3.4. (Продолжение)

T^*_B	284	285	286	287	288	289	290	291
$\bar{n}_{\text{нд.пр}}$	1,008	1,006	1,004	1,002	1	0,998	0,997	0,995
$\pi^*_{\text{ткм}}$	1,832	1,828	1,825	1,821	1,817	1,814	1,811	1,808
$\tau^*_{\text{ткм}}$	1,622	1,62	1,618	1,615	1,613	1,611	1,609	1,607
$G_{\text{в.пр}}$	356,2	355,7	355,2	354,7	354,2	353,7	353,3	352,9
$G_{\text{т.пр}}$	5642	5615	5587	5559	5531	5507	5484	5460
m	3,978	3,983	3,989	3,995	4,001	4,006	4,011	4,016
M	1,249	1,258	1,267	1,276	1,285	1,294	1,303	1,312
$\sigma_{\text{вх}}$	0,956	0,956	0,955	0,954	0,953	0,952	0,951	0,95
V	368,5	371,3	374	376,6	379,3	382	384,6	387,2
p^*_B	56083	56727	57376	58029	58687	59349	60016	60688
π_c	4,529	4,573	4,616	4,659	4,702	4,747	4,792	4,837
e_c	1,455	1,458	1,462	1,465	1,468	1,472	1,475	1,479
T^*_c	460,7	461,7	462,7	463,6	464,6	465,7	466,7	467,8
c_c	568,9	571	573,1	575,1	577,1	579,2	581,3	583,4
G_B	198,7	200,3	202	203,6	205,2	206,9	208,6	210,4
$G_{\text{т.ч}}$	3101	3127	3153	3178	3204	3231	3259	3287
G_{Γ}	198,7	200,4	202	203,7	205,3	207	208,7	210,4
P	39839	40048	40246	40442	40636	40862	41088	41313
$c_{\text{уд}}$	0,078	0,078	0,078	0,079	0,079	0,079	0,079	0,08

Примечание. Для четкого выделения переломов на графиках зависимостей $P=f(M_H)$ и $c_{\text{уд}}=\varphi(M_H)$, обусловленных переходом от одного эксплуатаци-

онного ограничения к другому (см. рис. 3.1 и рис. 3.2), вместо произвольного задания M_H задается ряд значений T_B^* , включая значения T_{B1}^* , T_{B2}^* и T_{B3}^* , после чего для каждого из них определяются те числа M_H полета, при которых будут наблюдаться эти значения T_B^* при данной величине T_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. 3.3 и рис. 3.4 и называются высотно-скоростными характеристиками двигателя. Точками на кривых (рис. 3.3) показаны моменты перехода от одного эксплуатационного ограничения к другому в соответствии с программой регулирования двигателя (рис. 3.2). Для наглядности эти точки соединены пунктирными линиями. На рис. 3.3 зависимости $c_{уд} = \varphi(M_H)$ они не показаны.

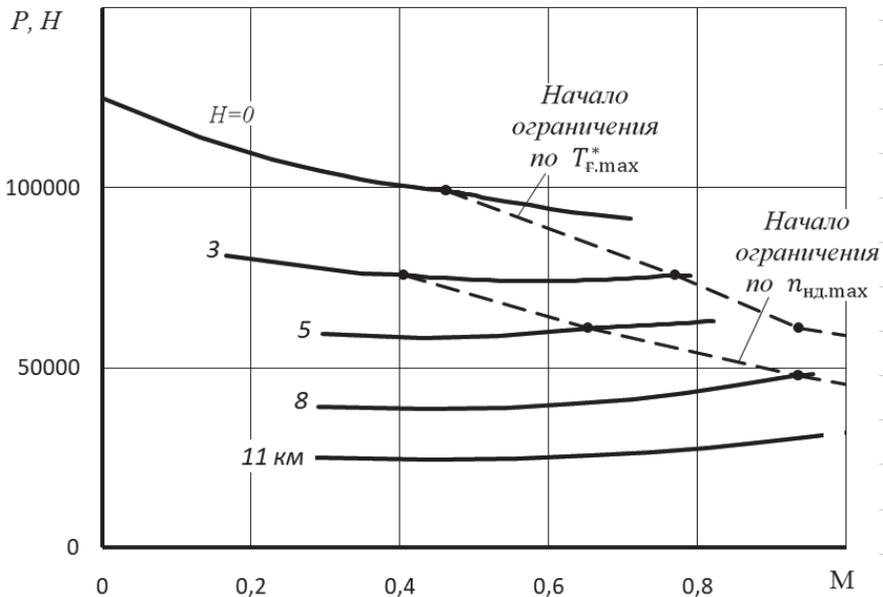


Рис. 3.3. Высотно-скоростная характеристика ТРДДсм (максимал)

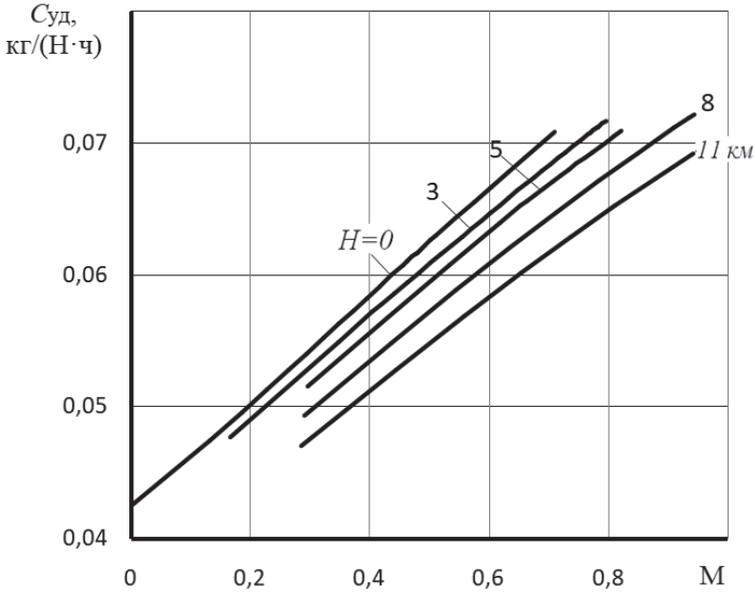


Рис. 3.4. Высотно-скоростная характеристика ТРДЦсм (максимал)

3.2.2. Расчет характеристик двигателя в области ограничения по $p_{к\max}^*$

Если задано число M_H полета ($M_{H\text{огр}}$), при превышении которого на данной высоте H вступает в силу ограничение по максимальному давлению за компрессором $p_{к\max}^*$, то прежде всего следует определить соответствующее значение $p_{к\max}^*$.

Для этого необходимо, найдя

$$T_B^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) \quad \text{и} \quad p_B^* = p \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad \text{при } k=1,4,$$

определить по линии предельных режимов значение $\bar{n}_{HДпр}$, соответствующее данному T_B^* , и затем по характеристике ТКМ определить

$$\pi_{к\Sigma\text{огр}}^* = f(\bar{n}_{HДпр}).$$

Тогда

$$p_{к\max}^* = p_B^* \cdot \pi_{к\Sigma\text{огр}}^*.$$

Далее, для каждого из задаваемых в расчете значений $M_H > M_{H\text{огр}}$ (на той же высоте H) после определения отвечающих им значений T_B^* и p_B^* находится значение $\pi_{к\Sigma}^* = p_{к\max}^* / p_B^*$, а затем (из характеристики ТКМ), соответствующие ему значения $\pi_{ТКМ}^*$, $\tau_{ТКМ}^*$, $G_{в\text{пр}}$ и $G_{т.ч\text{пр}}$.

Дальнейший расчет ведется в том же порядке, как и при отсутствии ограничения по $p_{к\max}^*$.

Результаты расчётов удобно отражать в таблице, построенной по типу табл. 3.5.

Таблица 3.5. Расчет характеристик двигателя в области ограничения по $p_{к\max}^*$

$$H = \text{____}, \text{ км}; \quad p = \text{____}, \text{ Па}; \quad T_H = \text{____}, \text{ К};$$

$$a_H = \text{____}, \text{ м/с}; \quad M_{H\text{огр}} = \text{____}; \quad p_{к\max}^* = \text{____}, \text{ Па};$$

1.	M_H	$M_{H\text{огр}}$	$M_{H\text{огр}}+0,1$	$M_{H\text{огр}}+0,2$
2.	$\sigma_{\text{вх}} = f(M_H)$ (определяется из рис. 1.2)			
3.	$T_B^* = T_H(1+0,2M_H^2)$, К;			
4.	$p_B^* = p_H \sigma_{\text{вх}}(T_B^*/T_H)^{3,5}$, Па;			
5.	$^*_{к\Sigma} = p_{к\max}^*/p_B^*$			
6.	$\bar{n}_{\text{ндпр}} = f(\pi_{к\Sigma}^*)$ - определить по характеристике ТКМ			
7.	$G_{\text{в пр}}, \text{ кг/с}$	Определить по характеристике ТКМ для найденного значения $\bar{n}_{\text{ндпр}}$		
8.	$\pi_{\text{ТКМ}}^*$			
9.	$\tau_{\text{ТКМ}}^*$			
10.	$G_{\text{т.ч пр}}, \text{ кг/ч}$			
11.	$c = \pi_{\text{ТКМ}}^* p_B^*/p$			
12.	$e_c = c^{\frac{k_r-1}{k_r}}$, при $k_r=1,33$			
13.	$T_{\text{см}}^* = \tau_{\text{ТКМ}}^* T_B^*$, К			
14.	$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{p\Gamma} T_{\text{см}}^* \left(1 - \frac{1}{e_c}\right)}$, м/с			
15.	$G_B = G_{\text{в пр}} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}$, кг/с			
16.	$G_{\text{т.ч}} = G_{\text{т.ч пр}} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}$, кг/ч			
17.	$G_\Gamma = G_B(1 - g_{\text{отб}}/(1+m)) + G_{\text{т.ч}}/3600$ кг/с			
18.	$P = G_\Gamma c_c - G_B V$, Н			
19.	$c_{\text{уд}} = G_{\text{т.ч}}/P$, кг/(Н·ч)			

3.2.3. Расчет дроссельных характеристик

Дроссельной характеристикой авиационного двигателя прямой реакции называется зависимость тяги и удельного расхода топлива от режима работы двигателя (изменении положения рычага управления двигателем, РУД) или взаимозависимость между тягой и удельным расходом топлива при изме-

нении режима работы (в данных условиях полета: заданных значениях высоты и скорости).

Дроссельные характеристики рассчитываются в диапазоне режимов от максимального, соответствующего максимальному значению $n_{\text{НДпр}}$ по линии предельных режимов при данной T_B^* (определяемой условиями полета), до минимального, соответствующего минимальному значению $n_{\text{НДпр}}$ из числа полученных при расчете характеристик турбокомпрессорного модуля двигателя.

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

Расчет ведется в следующем порядке. Сначала определяется значение $n_{\text{НДпр max}}$ на линии предельных режимов при найденной для заданных условий полета величине T_B^* и находятся соответствующие значения $G_{\text{в пр}}$, m и $\pi_{\text{ТКМ}}^*$. Это позволяет найти значения $G_{\text{в}}$ и $p_{\text{см}}^*/p_{\text{H}}$.

Результаты расчётов удобно отражать в таблице, построенной по типу табл. 3.6.

Таблица 3.6. Порядок расчёта дроссельных характеристик

Исходные данные:

$$H = \dots, \text{ м}; \quad M = \dots; \quad p_H = \dots, \text{ Па}; \quad T_H = \dots, \text{ К}; \quad a_H = \dots, \text{ м/с}; \quad \sigma_{\text{вх}} = f(M) = \dots;$$

$$T_B^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) = \dots; \quad p_B^* = p \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} = \dots;$$

$$V = M \sqrt{kRT} = \dots$$

Значение $\bar{n}_{\text{нд.пр.max}}$ определить по линии предельных режимов (ЛПР, рис. 3.1) при вычисленном выше значении T_B^* . Значение $\bar{n}_{\text{нд.пр.min}}$ также определить по этому же рисунку при значении $T_B^* = T_{\text{в.max}}^*$.

1.	$\bar{n}_{\text{нд.пр}} = f(T_B^*)$ (Определить по ЛПР)	$\bar{n}_{\text{нд.пр.max}} \dots \bar{n}_{\text{нд.пр.min}}$
2.	$\bar{n}_{\text{нд}} = \bar{n}_{\text{нд.пр}} \sqrt{T_B^*/288}$	
3.	$\pi_{\text{ТКМ}}^*$ (Определить из характеристики ТКМ)	
4.	$\tau_{\text{ТКМ}}^*$ (Определить из характеристики ТКМ)	
5.	$G_{\text{в.пр}}$ (Определить из характеристики ТКМ)	
6.	$G_{\text{т.ч.пр}}$ (Определить из характеристики ТКМ)	
7.	m (Определить из характеристики ТКМ)	
8.	$G_{\text{в}} = G_{\text{в пр}} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}$	

9.	$G_{Т,ч} = G_{Т,ч пр} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}$	
10.	$c = \pi_{ТКМ}^* \cdot p_B^* / p$	
11.	$e_c = \frac{k_{Г,Н} - 1}{c}$	
12.	$T_c^* = \tau_{ТКМ}^* T_B^*$	
13.	$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{p Г,Н} T_c^* \left(1 - \frac{1}{e_c}\right)}$	
14.	$G_{Г} = G_B (1 - g_{отб} / (1 + m)) + G_{Т,ч} / 3600$	
15.	$P = G_{Г} c_c - G_B V$	
16.	$c_{уд} = G_{Т,ч} / P$	

Примерный вид дроссельных характеристик ТРДДсм для различных условий полёта показан на рис. 3.5 и 3.6. В общем случае, чем больше расчетная степень двухконтурности, тем меньшим будет улучшение экономичности двигателя на режимах ниже максимального.

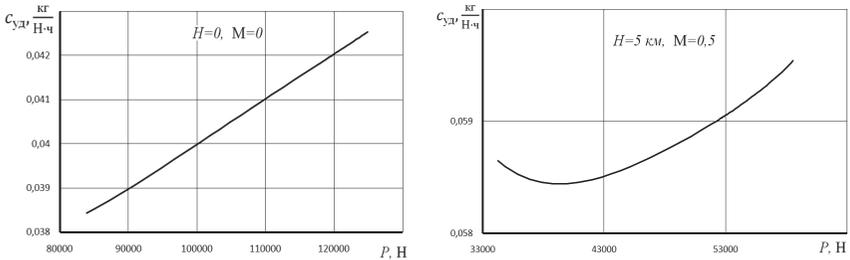


Рис. 3.5 Дроссельные характеристики ТРДДсм для различных высот и чисел Маха

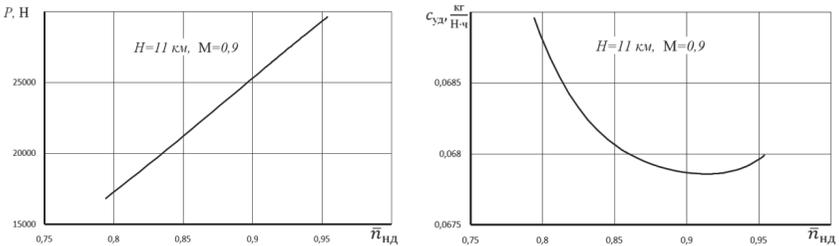


Рис. 3.6. Дроссельная характеристика ТРДДсм на $H=11$ км и $M=0,9$

Фрагмент результатов расчёта дроссельной характеристики ТРДДсм представлен в табл. 3.7.

Таблица 3.7. Фрагмент результатов расчёта
дрессельной характеристики ТРДЦсм

$T^*в$	268	268	268	268	268	268	268	268
$\bar{n}_{нд,пр}$	1,020	1,019	1,017	1,015	1,013	1,011	1,009	1,008
$\bar{n}_{нд}$	0,984	0,983	0,981	0,979	0,978	0,976	0,974	0,972
$\pi^*_{ткм}$	1,855	1,853	1,849	1,846	1,842	1,839	1,835	1,832
$\tau^*_{ткм}$	1,637	1,635	1,633	1,631	1,629	1,627	1,624	1,622
$G_{в,пр}$	360	359	359	358	358	357	357	356
$G_{т,ч,пр}$	5826	5807	5779	5753	5725	5698	5670	5642
m	3,941	3,945	3,950	3,956	3,961	3,967	3,972	3,978
$\piс$	2,155	2,152	2,148	2,144	2,140	2,136	2,132	2,128
$\epsilonс$	1,210	1,209	1,209	1,208	1,208	1,207	1,207	1,206
$T^*с$	439	439	438	438	437	436	436	435
$Cс$	414	413	412	412	411	410	410	409
$Gв$	231	231	230	230	230	229	229	229
$Gт,ч$	3486	3474	3458	3442	3425	3409	3392	3376
$Gг$	231	231	230	230	230	229	229	229
P	58546	58373	58119	57878	57622	57379	57121	56862
$Cуд$	0,0595	0,0595	0,0595	0,0595	0,0594	0,0594	0,0594	0,0594

Таблица 3.7. (Продолжение)

268	268	268	268	268	268	268	268	268
1,006	1,004	1,002	1,000	0,998	0,997	0,995	0,994	0,992
0,970	0,969	0,967	0,965	0,963	0,962	0,960	0,959	0,957
1,828	1,825	1,821	1,817	1,814	1,811	1,808	1,805	1,802
1,620	1,618	1,615	1,613	1,611	1,609	1,607	1,606	1,604
356	355	355	354	354	353	353	352	352
5615	5587	5559	5531	5507	5484	5460	5436	5412
3,983	3,989	3,995	4,001	4,006	4,011	4,016	4,021	4,026
2,124	2,119	2,115	2,111	2,107	2,103	2,100	2,096	2,093
1,205	1,205	1,204	1,204	1,203	1,203	1,202	1,202	1,201
435	434	433	433	432	432	431	431	430
408	407	406	406	405	404	404	403	402
228	228	228	227	227	227	227	226	226
3360	3343	3326	3309	3295	3281	3267	3252	3238
229	228	228	227	227	227	227	226	226
56616	56355	56093	55831	55609	55387	55164	54940	54716
0,0593	0,0593	0,0593	0,0593	0,0593	0,0592	0,0592	0,0592	0,0592

Раздел 4. Расчет параметров и эксплуатационных характеристик ТРДД без смешения потоков

В данном разделе изложена методика термодинамического расчёта и эксплуатационных характеристик двухвальных турбореактивных двухконтурных двигателей без смешения потоков (ТРДД) [8]. При этом методика указанных расчётов изложена при следующих условиях и допущениях [8].

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 заданных (расчетных) условиях полета.

3. Показатели адиабаты и значения газовой постоянной для воздуха и продуктов сгорания топлива не зависят от условий полета и режима работы двигателя. В методике заложены следующие их значения [5]:

– для воздуха $k = 1,4$; $R = 287,05$ Дж/(кг·К);

– для турбины высокого давления $k_{г.в} = 1,3$; $R_{г.в} = 287,6$; Дж/(кг·К);

– для турбины низкого давления и сопла внутреннего контура $k_{г.н} = 1,33$; $R_{г.н} = 287,4$ Дж/(кг·К);

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

5. Перепады давления в соплах двигателя на всех рассматриваемых режимах близки к критическому значению или превышает его, так что значение $q(\lambda)$ в минимальном сечении этих сопел практически не отличается от единицы, т.е. принимается равным единице. Расширение газа (воздуха) в соплах полное, т.е. до атмосферного давления.

6. Характеристика входного устройства используется в виде типовой зависимости $\sigma_{вх} = f(M_H)$.

7. В двигателе применены только осевые компрессоры.

8. Считается, что турбина высокого давления на всех рассматриваемых режимах работает с неизменными значениями π_t^* , η_t^* и параметра расхода

$G_t \frac{\sqrt{T_t^*}}{P_t^*}$. Турбина низкого давления работает (с учетом допущения 5) так же.

9. Для камеры сгорания принимается, что значения коэффициента полноты сгорания топлива η_c и коэффициента потерь полного давления $\sigma_{кв}$ неизменны на всех режимах её работы.

Основные обозначения и сокращения:

ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель без смешения потоков газа внутреннего контура и воздуха наружного контура;

- 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;
 к – компрессор;
 м – механический;
 пр – приведенный;
 т – турбина, топливо;
 г – горение, камера сгорания, газ;
 Σ – суммарный, относящийся ко всему рабочему процессу;
 р – расчетный режим;
 * – (верхний индекс) – параметры (в параметрах) заторможенного потока.
 с – скорость (абсолютная) воздуха или газа (продуктов сгорания), м/с;
 c_{II} – условная теплоемкость процесса подвода теплоты при горении керосина в воздухе, кДж/(кг·К);
 $c_p = \frac{k}{k-1} R = 1004,7$ Дж/(кг·К) – теплоемкость воздуха (при $p = \text{const}$);
 $c_{p,г.в} = \frac{k_{г.в}}{k_{г.в}-1} R_{г.в} = 1246,3$ Дж/(кг·К) – теплоемкость газа в ТВД;
 $c_{p,г.н} = \frac{k_{г.н}}{k_{г.н}-1} R_{г.н} = 1158,3$ Дж/(кг·К) – теплоемкость газа в ТНД и в сопле;
 $c_{\text{уд}}$ – удельный расход топлива, кг/(Н·ч);
 $e = \pi^{\frac{k-1}{k}}$ – отношение наибольшей и наименьшей температур в адиабатном процессе повышения (понижения) давления;
 $G_{вI}$ – расход воздуха через компрессор внутреннего (первого) контура ТРДД, кг/с;
 $G_{вII}$ – расход воздуха через наружный (второй) контур ТРДД, кг/с;
 $G_{т.ч}$ – часовой расход топлива в основной камере сгорания, кг/ч;
 $G_{т}$ – секундный расход топлива в основной камере сгорания, кг/с;
 $\bar{G}_{г.в} = \frac{G_{г.ТВД}}{G_{вI}}$ – отношение расхода газа через ТВД к $G_{вI}$;
 $\bar{G}_{г.н} = \frac{G_{г.ТНД}}{G_{вI}}$ – отношение расхода газа через ТНД к $G_{вI}$;
 $g_{т} = \frac{G_{т}}{G_{\text{КС}}}$ – относительный расход топлива в камере сгорания, где $G_{\text{КС}}$ – расход воздуха через камеру сгорания;

$g_{\text{охл}} = \frac{G_{\text{охл}}}{G_{\text{вЛ}}}$ – относительный расход воздуха, отбираемого из-за КВД на охлаждение турбины;

$g_{\text{отб}} = \frac{G_{\text{отб}}}{G_{\text{вЛ}}}$ – относительный расход воздуха, отбираемого из-за КВД на самолетные нужды;

H – высота полета, м или км;

H_u – теплотворная способность (низшая удельная теплота сгорания) топлива, кДж/кг;

k – показатель адиабаты;

M_H – число Маха полета самолета на данной высоте;

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;

Δ^* – степень подогрева рабочего тела в газогенераторе или турбокомпрессорном модуле;

η^* – коэффициент полезного действия (КПД) компрессора (турбины);

η – коэффициент выделения тепла (полноты сгорания), механический КПД;

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

μ – средний коэффициент нагрузки ступеней компрессора (турбины);

π – степень повышения или понижения давления в элементе двигателя или его модуле;

σ – коэффициент восстановления (сохранения) полного давления;

τ^* – степень повышения температуры воздуха в компрессоре, газогенераторе или ТКМ;

φ_c – коэффициент скорости сопла двигателя.

Индексы характерных сечений газоздушного тракта (рис. 1.1):

H – невозмущенный набегающий (в относительном движении) поток;

$в$ – вход воздуха в компрессор низкого давления (вентилятор);

$вВД$ – вход воздуха в компрессор высокого давления;

$к$ – выход воздуха из компрессора высокого давления;

$г$ – выход газа из камеры сгорания;

$тВД$ – выход газа из турбины высокого давления;

$т$ – выход газа из турбины;

c_I – срез сопла внутреннего (первого) контура;

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

Глава 1. Термодинамический расчет авиационных ТРДД без смешения потоков

1.1. Исходные данные

Схема ТРДД с указанием принятых обозначений различных сечений его проточной части приведена на рис. 1.1.

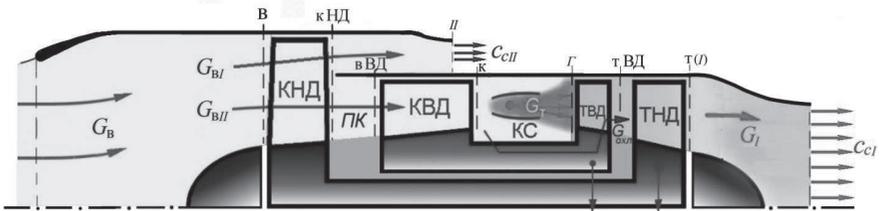


Рис. 1.1. Схема ТРДД без смешения потоков

Обычно расчётный режим двигателя соответствует значениям $H=0$ и $M=0$.

Исходными данными для проведения термодинамического расчёта ТРДД на расчётном режиме его работы являются:

- T_r^* – температура газа перед турбиной;
- $m = G_{ВЛ}/G_{ВН}$ – степень двухконтурности, где $G_{ВЛ}$ – расход воздуха через внутренний контур двигателя, а $G_{ВН}$ – через наружный контур;
- $\pi_{КС}^*$ – суммарная степень повышения давления в компрессоре;
- $\sigma_{вх}$ – коэффициент сохранения полного давления в воздухозаборнике на заданном числе M полёта самолёта, который следует определить по его характеристике (см., например, рис. 1.2) или таблице 1.2 [1]. В этой таблице приведен также и полином, который с достаточной точностью аппроксимирует графическую зависимость рисунка 1.2.

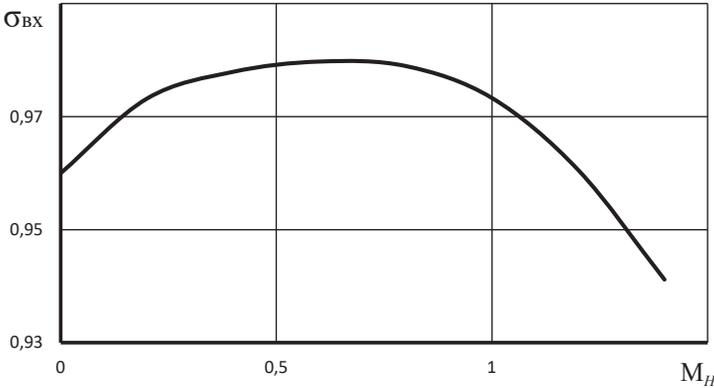


Рис. 1.2. Типичная зависимость $\sigma_{вх}$ от числа Маха для дозвукового воздухозаборника

Таблица 1.1. Типичная характеристика дозвукового воздухозаборника

M_H	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4
$\sigma_{вх}$	0,96	0,973	0,978	0,98	0,978	0,974	0,96	0,941
$\sigma_{вх} = 0,0681 \cdot M^5 - 0,2715 \cdot M^4 + 0,3727 \cdot M^3 - 0,2614 \cdot M^2 + 0,1054 \cdot M + 0,96$								

- $\sigma_{кс} = 0,94 \dots 0,96$ – коэффициент сохранения полного давления в камере сгорания;
- σ_{II} – коэффициент сохранения полного давления в канале наружного контура. Он может иметь значения $0,97 \dots 0,98$;
- $\sigma_{пк} = 0,985 \dots 0,99$ – коэффициент сохранения полного давления в переходном канале между КНД и КВД;
- $\sigma_{зд} \approx 0,99$ – коэффициент сохранения полного давления в затурбинном диффузоре;
- $\sigma_{кр} = 0,985 \dots 0,99$ – коэффициент сохранения полного давления в канале сопла до его критического сечения;
- $g_{отб} = \frac{G_{отб}}{G_{нл}} = \frac{G_{отб}}{G_{нл}}$ – коэффициент относительного расхода воздуха, отбираемого на нужды самолета из внутреннего контура двигателя ($g_{отб} \approx 0,03$);
- $g_{охл} = \frac{G_{охл}}{G_{нл}} = \frac{G_{охл}}{G_{нл}}$ – коэффициент относительного расхода воздуха, отбираемого на охлаждение турбины. Обычно $g_{охл} = 0,03 \dots 0,06$;
- $\eta_{г} = \frac{Q}{Q_0}$ – коэффициент полноты сгорания (выделения тепла) в камере сгорания, где Q – количество теплоты, реально подведённой к воздуху в камере сгорания, а Q_0 – теоретически возможное его значение, которое выделилось бы

в камере сгорания при полном сгорании топлива и при отсутствии потерь теплоты через её стенки. Для современных камер сгорания $\eta_r = 0,98 \dots 0,99$.

– $\eta_{\text{кнд}}^* = L_{\text{кнд.ад}}^*/L_{\text{кнд}}$ – КПД компрессора низкого давления (вентилятора), где $L_{\text{кнд.ад}}^*$ адиабатическая работа сжатия (повышения давления) воздуха в КНД, а $L_{\text{кнд}}$ – работа, затрачиваемая на вращение ротора КНД. Аналогично для КВД $\eta_{\text{квд}}^* = L_{\text{квд.ад}}^*/L_{\text{квд}}$. КПД трансзвуковых КНД в двигателях с малой и средней степенью двухконтурности на расчетном режиме работы обычно находятся в пределах $0,83 \dots 0,86$, а каскада высокого давления – в пределах $0,86 \dots 0,88$. В одноступенчатых вентиляторах $\eta_{\text{кнд}}^*$ может также достигать значения $0,86 \dots 0,88$;

– относительная плотность тока на входе в КНД и КВД соответственно $q(\lambda_v)$ и $q(\lambda_v)_{\text{вд}}$. Их значения определяются в рабочей точке из характеристик этих компрессоров;

– $\eta_{\text{твд}}^* = L_{\text{твд}}/L_{\text{твд.ад}}^*$ – КПД турбины высокого давления, где $L_{\text{твд}}$ – работа, совершаемая газом при его расширении в турбине, а $L_{\text{твд.ад}}^*$ – адиабатическая работа расширения газа в турбине. Аналогично для ТНД $\eta_{\text{тнд}}^* = L_{\text{тнд}}/L_{\text{тнд.ад}}^*$. Обычно $\eta_{\text{твд}}^* = 0,88 \dots 0,9$, а $\eta_{\text{тнд}}^* = 0,89 \dots 0,92$;

– $\eta_{\text{мнд}} = N_{\text{кнд}}/N_{\text{тнд}}$ – механический КПД ротора низкого давления, равного отношению мощности $N_{\text{кнд}}$, необходимой для вращения каскада КНД, к мощности $N_{\text{тнд}}$, вырабатываемой турбиной низкого давления. Аналогично для ротора высокого давления $\eta_{\text{мвд}} = N_{\text{квд}}/N_{\text{твд}}$. В расчётах он принимается (для упрощения) одинаковым для всех каскадов турбины и равным $0,99 \dots 0,995$;

– $\varphi_{cI} = c_{cI}/c_{cI \text{ид}}$ – коэффициент скорости реактивного сопла внутреннего контура. Здесь c_{cI} и $c_{cI \text{ид}}$ – действительная скорость истечения газа из сопла, а $c_{cI \text{ид}}$ – идеальная скорость при адиабатическом истечении из сопла без учёта потерь. По статистическим данным $\varphi_{cI} = 0,985 \dots 0,995$.

Для сопла наружного контура этот коэффициент имеет примерно такое же значение, т.е. и $\varphi_{cII} = 0,985 \dots 0,995$;

– H_u – теплотворная способность топлива. Для авиационных керосинов можно принять, что $H_u = 43100$ кДж/кг;

– L_0 – стехиометрический коэффициент, т.е. количества воздуха, необходимого для сгорания 1 кг топлива. Для авиационных керосинов $L_0 \approx 14,9$;

1.2. Алгоритм термодинамического расчёта ТРДД

Прежде чем приступать к соответствующим расчетам, необходимо предварительно определить температуру и давление заторможенного потока воздуха на входе в КНД, а также скорость полета в расчетных для двигателя условиях, т.е. при заданных значениях высоты H и числа M полёта самолёта:

$$T_{\text{в}}^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right), \text{ К}; \quad p_{\text{в}}^* = p \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \text{ Па};$$

$$V = M \sqrt{kRT}, \text{ м/с,}$$

где значения температуры и давления атмосферного воздуха в расчетных условиях полета необходимо определить из таблиц стандартной атмосферы.

Необходимое для определения p_B^* значение $\sigma_{\text{вх}}$ для заданного значения M_H принимается соответствующим стандартным кривым, приведенным на рис. 1.2. Для стендовых условий (лемнискатный вход) принимается, что $\sigma_{\text{вх}} = 1$.

Весь алгоритм последующих расчетов, включая соответствующие таблицы, изложен применительно к ТРДД двухвальной схемы, по которой выполнено большинство современных авиационных турбореактивных двигателей.

Термодинамический расчёт ТРДД производится в следующем порядке.

Обычно термодинамический расчёт двигателя производится на расчётном для двигателя режиме при оптимальном значении степени повышения давления в вентиляторе, т.е. при $\pi_{\text{кнд}}^* = \pi_{\text{кнд.опт}}^*$.

Примечание. Методика определения $\pi_{\text{кнд.опт}}^*$ изложена ниже в пункте 1.3.

При этом значении $\pi_{\text{кнд}}^*$ необходимо определить:

1. Значение
$$e_{\text{кнд}}^* = \pi_{\text{кнд}}^* \frac{k-1}{k}, \quad k=1,4.$$

2. Полное давление в сечении за компрессором низкого давления (КНД) (см. рис. 1.1)

$$p_{\text{кнд}}^* = p_{\text{в}}^* \pi_{\text{кнд}}^*, \text{ Па.}$$

3. Полное давление в сечении на входе в компрессор высокого давления (КВД)

$$p_{\text{ввд}}^* = p_{\text{кнд}}^* \sigma_{\text{пк}}, \text{ Па,}$$

где $\sigma_{\text{пк}}$ – заданное в исходных данных значение коэффициента потерь полного давления в переходном канале между КНД и КВД.

4. Степень подогрева воздуха в компрессоре низкого давления

$$\tau_{\text{кнд}}^* = 1 + \frac{e_{\text{кнд}}^* - 1}{\eta_{\text{кнд}}^*},$$

где $\eta_{\text{кнд}}^*$ – заданное в исходных данных значение коэффициента полезного действия КНД.

5. Полную температуру за КНД, которая равна полной температуре на входе в КВД

$$T_{\text{кнд}}^* = T_{\text{ввд}}^* = T_{\text{в}}^* \tau_{\text{кнд}}^*, \text{ К.}$$

6. Работу, затрачиваемую на вращение ротора КНД. В соответствии с уравнением сохранения энергии

$$L_{\text{кнд}} = c_p (T_{\text{кнд}}^* - T_{\text{в}}^*), \text{ Дж/кг,}$$

где $c_p = 1004,7$, Дж/кг/К – теплоёмкость воздуха при постоянном давлении.

7. Полное давление воздуха, текущего в наружном контуре, в сечении II-II (рис. 1.1)

$$p_{II}^* = \sigma_{II} p_{в}^* \pi_{кнд}^* = \sigma_{II} p_{кнд}^*, \quad \text{Па,}$$

где σ_{II} – заданное в исходных данных значение коэффициента потерь полного давления в наружном контуре.

8. Степень понижения давления в сопле наружного контура.

Напомним, что, в соответствии с принятыми выше допущениями, расширение газа и воздуха в соплах двигателя полное, т.е. до атмосферного давления. Поэтому действительная степень понижения давления воздуха в сопле наружного контура $\pi_{с II}$ равна располагаемой $\pi_{с.p II}$.

$$\pi_{с II} = \pi_{с.p II} = p_{II}^* / p .$$

9. Значение

$$e_{с II} = (\pi_{с II})^{\frac{k-1}{k}} .$$

10. Скорость истечения воздуха из сопла наружного контура

$$c_{с II} = \varphi_{с II} \sqrt{2c_p T_{кнд}^* (1 - 1/e_{с II})} .$$

11. Степень повышения полного давления в КВД

$$\pi_{квд}^* = \pi_{к\sigma}^* / \pi_{кнд}^*,$$

где $\pi_{к\sigma}^*$ – заданное в исходных данных значение суммарной степени повышения давления воздуха в КНД и КВД.

12. Значение $e_{квд}^* = \pi_{квд}^* \frac{k-1}{k}$, $k=1,4$.

13. Степень подогрева воздуха в компрессоре высокого давления

$$\tau_{квд}^* = 1 + \frac{e_{квд}^* - 1}{\eta_{квд}^*},$$

где $\eta_{квд}^*$ – заданное в исходных данных значение коэффициента полезного действия КВД.

14. Полную температуру за компрессором, которая равна полной температуре за КВД,

$$T_k^* = T_{квд}^* = T_{ввд}^* \tau_{квд}^*, \quad \text{К.}$$

15. Работу, затрачиваемую на вращение ротора КВД. В соответствии с уравнением сохранения энергии

$$L_{квд} = c_p (T_k^* - T_{ввд}^*), \quad \text{Дж/кг,}$$

где для воздуха $c_p = 1004,7$ Дж/кг·К.

16. Условную теплоёмкость процесса подвода теплоты в камере сгорания, которая вычисляется по следующей эмпирической формуле [3]

$$c_n = [0,883 + 0,000209 \cdot (T_{г}^* + 0,48 T_{к}^*)], \quad \text{кДж/(кг·К),}$$

где $T_{г}^*$ – заданное в исходных данных значение полной температуры газа перед турбиной.

17. Относительный расход топлива в камере сгорания

$$g_T = \frac{G_T}{G_{кс}} = \frac{c_n (T_{г}^* - T_k^*)}{\eta_{г} H_u},$$

где $\eta_{г}$ – заданное в исходных данных значение коэффициента полноты сгорания топлива в камере сгорания,

$$G_{кс} = G_I - G_{отб} - G_{охл} = G_I (1 - g_{отб} - g_{охл})$$

расход воздуха через камеру сгорания, а H_u – теплотворная способность топлива, т.е. количество тепла, выделяемого при полном сгорании 1 кг топлива. Для авиационного керосина $H_u \approx 43100$ кДж/кг.

18. Отношение расхода газа через турбину высокого давления (ТВД) к расходу воздуха в сечении на входе во внутренний контур двигателя $G_{вI}$

$$\bar{G}_{Г.В} = \frac{G_{Г.ТВД}}{G_{вI}} = (1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_T),$$

где $g_{отб}$ и $g_{охл}$ – заданные в исходных данных значения относительных отборов воздуха на самолётные нужды и охлаждение турбины высокого давления соответственно.

19. Работу, создаваемую ТВД при расширении в ней газа

$$L_{ТВД} = L_{кВД} / \bar{G}_{Г.В} / \eta_M, \text{ Дж/кг},$$

где $\eta_M = \frac{N_{кВД}}{N_{ТВД}}$ – заданное в исходных данных значение механического КПД ТВД. Он равен отношению мощности, потребной для вращения компрессора высокого давления, к мощности, вырабатываемой турбиной высокого давления.

20. Значение

$$e_{ТВД}^* = 1 / (1 - \frac{L_{ТВД}}{c_{рг.В} \eta_{ТВД}^* T_{Г}^*}), \quad c_{рг.В} = 1246,3 \text{ Дж/кг/К},$$

где $\eta_{ТВД}^*$ – заданное в исходных данных значение коэффициента полезного действия ТВД, а $c_{рг.В}$ – теплоёмкость при постоянном давлении газа, текущего через ТВД.

21. Степень понижения давления газа в турбине высокого давления в параметрах заторможенного потока

$$\pi_{ТВД}^* = e_{ТВД}^* \frac{k_{Г.В}}{k_{Г.В} - 1}, \quad k_{Г.В} = 1,3.$$

22. Полное давление и температуру газа в сечении за турбиной высокого давления

$$p_{ТВД}^* = p_{в}^* \pi_{к\Sigma}^* \sigma_{пк} \sigma_{кс} / \pi_{ТВД}^*, \text{ Па}; \quad T_{ТВД}^{*'} = T_{Г}^* - L_{ТВД} / c_{рг.В},$$

где $\sigma_{кс}$ – заданное в исходных данных значение коэффициента потерь полного давления в камере сгорания, а $T_{ТВД}^{*'}$ – температура газа за ТВД без учёта подмешивания к нему воздуха, охлаждающего ТВД.

23. Отношение расхода газа через турбину низкого давления (ТНД) к расходу воздуха в сечении на входе во внутренний контур двигателя $G_{вI}$

$$\bar{G}_{Г.Н} = \frac{G_{Г.ТНД}}{G_{вI}} = \bar{G}_{Г.В} + g_{охл}.$$

24. Полную температуру газа в сечении за турбиной высокого давления с учётом подмешивания к нему охлаждающего ТВД воздуха.

Как было отмечено выше, охлаждающий ТВД воздух отбирается из-за КВД с температурой $T_{к}^*$ и давлением $p_{к}^*$ и поступает в проточную часть двигателя после ТВД.

Полную температуру смеси газа и охлаждающего воздуха за ТВД определим из уравнения сохранения энергии, согласно которому

$$i_{ТВД}^{*'} G_{Г.ТВД} + i_{охл}^* G_{охл} = i_{ТВД}^* G_{Г.ТНД}.$$

Здесь:

– $i_{\text{ТВД}}^{*'} = c_{pг.в} T_{\text{ТВД}}^{*'} -$ удельная полная энтальпия газа за ТВД без учёта подмешивания к нему воздуха, охлаждающего ТВД;

– $i_{\text{охл}}^* = c_p T_{\text{к}}^* -$ удельная полная энтальпия охлаждающего воздуха, поступившего в проточную часть за ТВД;

– $i_{\text{ТВД}}^* = c_{pг.н} T_{\text{ТВД}}^* -$ удельная полная энтальпия смеси газа и охлаждающего воздуха за ТВД;

– $G_{г.ТВД} = \bar{G}_{г.в} G_{вI} -$ расход газа через ТВД;

– $G_{\text{охл}} = g_{\text{охл}} G_{вI} -$ расход охлаждающего воздуха, поступившего в проточную часть двигателя за ТВД;

– $G_{г.ТНД} = \bar{G}_{г.н} G_{вI} -$ расход смеси газа и охлаждающего воздуха за ТВД, т.е. через ТНД.

Тогда
$$T_{\text{ТВД}}^* = \frac{c_{pг.в} T_{\text{ТВД}}^{*'} \bar{G}_{г.в} + c_p T_{\text{к}}^* g_{\text{охл}}}{c_{pсм} (\bar{G}_{г.в} + g_{\text{охл}})},$$

где $c_{pсм} = (\bar{G}_{г.в} \cdot c_{pг.в} + g_{\text{охл}} \cdot c_p) / (\bar{G}_{г.в} + g_{\text{охл}}) -$ теплоёмкость смеси газа и охлаждающего воздуха за ТВД.

25. Работу, создаваемую ТНД при расширении газа в ней

$$L_{\text{ТНД}} = L_{\text{кНД}} (1 + m) / \bar{G}_{г.н} / \eta_m, \text{ Дж/кг,}$$

где $\eta_m = \frac{N_{\text{кНД}}}{N_{\text{ТНД}}} -$ заданное в исходных данных значение механического КПД ТНД, а $m -$ также заданное в исходных данных значение степени двухконтурности двигателя.

26. Значение

$$e_{\text{ТНД}}^* = 1 / (1 - \frac{L_{\text{ТНД}}}{c_{pг.н} \eta_{\text{ТНД}}^* T_{\text{ТВД}}^*}), \quad c_{pг.н} = 1158,3 \text{ Дж/кг/К.}$$

27. Степень понижения давления газа в турбине низкого давления в параметрах заторможенного потока

$$\pi_{\text{ТНД}}^* = e_{\text{ТНД}}^* \frac{k_{г.н}}{k_{г.н} - 1}, \quad k_{г.н} = 1,33.$$

28. Полное давление газа в сечении за турбиной (за турбиной низкого давления)

$$p_{\text{т}}^* = p_{\text{ТВД}}^* / \pi_{\text{ТНД}}^*, \text{ Па.}$$

29. Полную температуру газа в сечении за турбиной (за турбиной низкого давления)

$$T_{\text{т}}^* = T_{\text{ТВД}}^* - L_{\text{ТНД}} / c_{pг.н}, \text{ К, } c_{pг.н} = 1158,3 \text{ Дж/кг/К.}$$

30. Степень понижения давления в сопле внутреннего контура

$$\pi_{сI} = \pi_{с.pI} = \frac{p_{\text{т}}^*}{p_{\text{н}}^*},$$

где $\pi_{с.pI} -$ располагаемая степень понижения давления в сопле внутреннего контура;

31. Значение

$$e_{сI} = \frac{k_{г.н} - 1}{cI} \frac{k_{г.н}}{k_{г.н} - 1}, \quad k_{г.н} = 1,33.$$

32. Скорость истечения газа из сопла внутреннего контура

$$c_{cI} = \varphi_{cI} \sqrt{2c_{pг.н} T_T^* \left(1 - \frac{1}{\epsilon_{cI}}\right)}, \text{ м/с,}$$

где $c_{pг.н} = 1158,3$ Дж/кг/К, а $\varphi_{cI} = c_{cI} / c_{cIид}$ – заданное в исходных данных значение коэффициента скорости реактивного сопла внутреннего контура.

33. Удельную тягу внутреннего контура

$$P_{удI} = \bar{G}_{г.н} c_{cI} - V, \text{ Н/(кг/с)}$$

и удельную тягу наружного контура

$$P_{удII} = c_{cII} - V, \text{ Н/(кг/с);}$$

34. Удельную тягу двигателя

$$P_{уд} = \frac{P_{удI} + m P_{удII}}{1 + m}, \text{ Н/(кг/с);}$$

35. Удельный расход топлива

$$c_{уд} = \frac{3600 \text{ г} \cdot (1 - g_{охл} - g_{отб})}{P_{уд}(1 + m)}, \text{ кг/(ч} \cdot \text{Н)}.$$

36. Потребный для получения заданной тяги расход воздуха через двигатель и его распределение по контурам:

$$G_B = \frac{P}{P_{уд}}, \quad G_I = G_B / (1 + m), \quad G_{II} = m G_I, \text{ кг/с.}$$

1.3. Определение оптимальной степени повышения давления в вентиляторе (компрессоре низкого давления) ТРДД

Оптимальное значение степени повышения давления в наружном контуре ТРДД обеспечивает достижение максимального значения удельной тяги двигателя (и, соответственно, минимального удельного расхода топлива) при заданных условиях полета (скорости и высоты полёта), параметрах цикла внутреннего контура и степени двухконтурности, т.е. на расчётном режиме работы двигателя.

Для определения $\pi_{кнд,опт}^*$ в ТРДД со смешения потоков необходимо задаться несколькими (4-мя – 5-ю) значениями $\pi_{кнд}^*$ и произвести термодинамический расчёт двигателя при этих значениях $\pi_{кнд}^*$, т.е. определить параметры потока в различных сечениях двигателя и рассчитать соответствующие им значения $P_{уд}$ и $c_{уд}$ по алгоритму, приведенному выше в пунктах 1 ... 35.

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

- при $m \approx 0,5$ – начиная с $\pi_{кнд}^* = 2,4$ с шагом $\approx 0,8$;
- при $m \approx 1$ – начиная с $\pi_{кнд}^* = 2,0$ с шагом $\approx 0,5$;
- при $m \approx 1,5$ – начиная с $\pi_{кнд}^* = 2,0$ с шагом $\approx 0,4$;
- при $m \approx 2$ – начиная с $\pi_{кнд}^* = 1,8$ с шагом $\approx 0,4$.

Целью этого расчёта является определение значений $P_{уд}$ и $c_{уд}$ при каждом из заданных значений $\pi_{кнд}^*$.

При этом необходимо учитывать, что при максимальном из выбранных значений $\pi_{\text{кнд}}^*$ полное давление за турбиной может оказаться ниже атмосферного, чему соответствует располагаемая степень понижения давления в сопле $\pi_{\text{с.р}}^* < 1$. Тогда дальнейший расчет необходимо прервать и (если еще не было найдено $\pi_{\text{кнд,опт}}^*$) задаться несколько меньшим начальным значением $\pi_{\text{кнд}}^*$.

Далее следует построить график зависимости $P_{\text{уд}} = f(\pi_{\text{кнд}}^*)$ (рис. 1.3). Значение $\pi_{\text{кнд}}^*$, при котором $P_{\text{уд}}$ достигнет максимального значения, и является оптимальным, т.е. $\pi_{\text{кнд,опт}}^*$. Заметим, что одновременно при этом же значении $\pi_{\text{кнд}}^* = \pi_{\text{кнд,опт}}^*$ практически минимален и удельный расход топлива $c_{\text{уд}}$ (рис. 1.4).

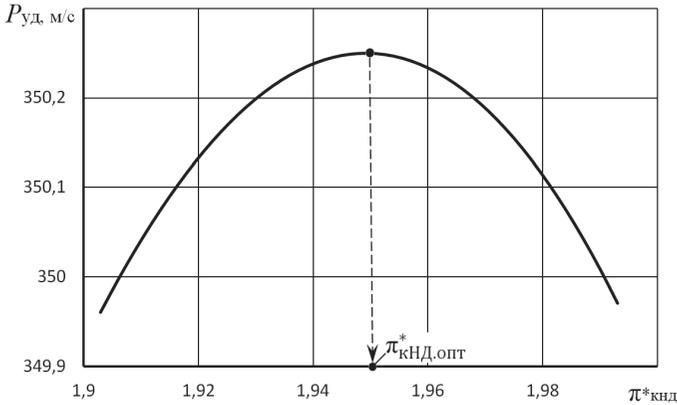


Рис. 1.3. Зависимость $P_{\text{уд}}$ от $\pi_{\text{кнд}}^*$

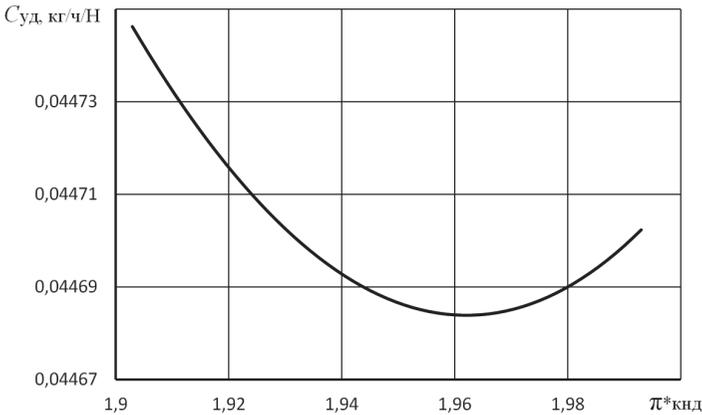


Рис. 1.4. Зависимость $c_{\text{уд}}$ от $\pi_{\text{кнд}}^*$

1.4. Выбор параметров каскадов компрессора и турбины

Расчет характеристик каскадов компрессора и его характеристик требуют знания степени нагруженности лопаточных венцов турбины и компрессора, а также проведения ряда вычислений с использованием характеристик каскадов компрессора. Это потребует выбрать дополнительно следующие расчетные параметры.

1) Тип и физическую окружную скорость (на внешнем диаметре рабочих колес первых ступеней) каскадов компрессора $u_{кНД}$ и $u_{кВД}$.

Тип каскада компрессора зависит от приведенной окружной скорости на внешнем диаметре каскада компрессора

$$u_{к.пр} = u_{к} \sqrt{288/T_{в}^*}$$

и может быть примерно определен в соответствии со следующей таблицей

Таблица 1.2. Типы компрессоров

Тип компрессора	дозвуковой	трансзвуковой	сверхзвуковой
$u_{к.пр}$, м/с	300 ... 350	400 ... 470	500 и более

Здесь под термином "дозвуковой компрессор" подразумевается компрессор, у которого все ступени дозвуковые. Трансзвуковой компрессор – это такой компрессор, в котором имеются трансзвуковые ступени, а сверхзвуковой – в котором есть хотя бы одна сверхзвуковая ступень. Современные ТРДД имеют транс- или сверхзвуковые КНД (вентиляторы), а значения $T_{в}^*$ на расчетном режиме обычно не сильно отличаются от 288 К. И тогда $u_{кНД} = 420 \dots 500$ м/с и более.

Скорость вращения ротора высокого давления ограничена по прочности элементов конструкции турбины высокого давления и поэтому обычно $u_{кВД} = 350 \dots 450$ м/с.

2) Средний коэффициент нагрузки ступеней каскадов компрессора $\mu_{кНД}$ и $\mu_{кВД}$. Чем больше коэффициент нагрузки, тем меньше число ступеней при данных значениях $\pi_{к}^*$ и $u_{к.пр}$. Но тем, как правило, ниже КПД компрессора. Обычно КНД имеют $\mu_{кНД} = 0,3 \dots 0,4$, а КВД – $\mu_{кВД} = 0,35 \dots 0,42$.

4) Средний коэффициент нагрузки ступеней каскадов турбины $\mu_{тВД}$ и $\mu_{тНД}$. Чем больше коэффициент нагрузки, тем меньше потребное число ступеней в каскаде турбины, но тем ниже (как и в компрессоре) его КПД. Оптимальным значением коэффициента нагрузки является $\mu_{т} = 1,2 \dots 1,6$, но в целях сокращения потребного числа ступеней его приходится часто увеличивать до $1,7 \dots 1,9$.

4) Запасы устойчивости КНД и КВД на расчетном режиме. Обычно для обеспечения устойчивой работы каскадов компрессора на различных режимах работы двигателя оказывается достаточным в КНД иметь на расчетном режиме $\Delta_{к\gamma} = 18 \dots 22$ %, а в КВД – $16 \dots 20$ %.

После выбора указанных значений параметров каскадов компрессора производится расчёт их характеристик, которые используются в дальнейших расчётах параметров и характеристик двигателя.

На рис. 1.5 в качестве примера представлена характеристика КНД в графическом виде, а в таблице 1.3 – в численном виде для некоторых значений $n_{\text{нд.пр}}$. В этом виде её удобнее использовать для дальнейших расчётов.

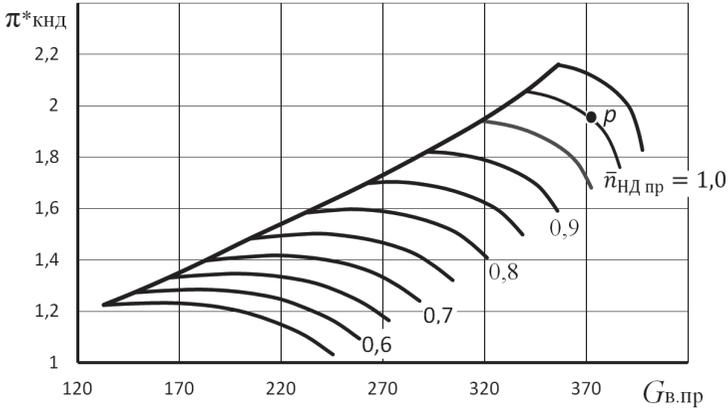


Рис. 1.5. Характеристика компрессора низкого давления

Таблица 1.3. Характеристика КНД в численном виде

Расчётные параметры КНД:

$\pi_k^* = 1,954$; $q(\lambda_b) = 0,85$; $\eta_k^* = 0,84$; $\Delta_{\text{к.у}} = 15\%$;
 $u_k = 400 \text{ м/с}$; $u_{\text{к.пр}} = 400 \text{ м/с}$; $G_{\text{в.пр}} = 371,76 \text{ кг/с}$; $F_b/F_k = 1,357$

$\bar{n}_{\text{нд.пр}} = 0,90$			$\bar{n}_{\text{нд.пр}} = 0,95$		
$G_{\text{в.пр}}$	π_k^*	η_k^*	$G_{\text{в.пр}}$	π_k^*	η_k^*
355,9593	1,591635	0,844027	372,3844	1,681364	0,836978
351,5848	1,641436	0,857052	369,1747	1,731832	0,848576
346,6338	1,686705	0,864906	365,464	1,778731	0,856444
340,1824	1,722424	0,861346	360,4905	1,817957	0,855774
332,9819	1,751657	0,852486	354,5774	1,850528	0,849343
325,376	1,775837	0,840882	348,1018	1,877984	0,839833
317,3889	1,794859	0,826672	341,2964	1,901324	0,828699
308,9426	1,808043	0,809348	333,9658	1,91925	0,814809
300,3895	1,817248	0,791077	326,1773	1,931885	0,798569
291,3671	1,820147	0,769531	318,2229	1,940766	0,781568
$\bar{n}_{\text{нд.пр}} = 1,00$			$\bar{n}_{\text{нд.пр}} = 1,05$		

$G_{в.пр}$	π_K^*	η_K^*	$G_{в.пр}$	π_K^*	η_K^*
386,4727	1,760964	0,82327	397,5506	1,826635	0,804157
384,2007	1,814136	0,834756	396,0225	1,8842	0,816284
381,4784	1,864357	0,843197	394,0521	1,939091	0,825568
377,8347	1,909021	0,845847	391,4097	1,989922	0,830805
372,9779	1,946151	0,841485	387,2939	2,032161	0,827794
367,4124	1,977859	0,833617	382,3332	2,068485	0,820775
361,3426	2,004929	0,823572	376,6941	2,099412	0,810996
354,9025	2,027877	0,812094	370,5786	2,125766	0,799627
347,7948	2,044769	0,797656	363,8033	2,146233	0,785815
340,1945	2,056334	0,781222	356,2207	2,159595	0,768956

1.5. Определение параметров газогенератора и турбокомпрессорного модуля на расчётном режиме работы двигателя

По полученным результатам термодинамического расчета необходимо определить расчетные параметры газогенератора и турбокомпрессорных модулей двигателя, необходимых для последующих расчетов.

Газогенератором ТРДД является группа элементов, состоящая из компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины высокого давления, вращающей компрессор.

Газогенератор характеризуется следующими основными параметрами:

– степенью повышения полного давления в газогенераторе

$$\pi_{гг}^* = p_{твд}^* / p_{ввд}^*;$$

– степенью повышения полной температуры в газогенераторе:

$$\tau_{гг}^* = T_{твд}^* / T_{ввд}^*;$$

– степенью подогрева рабочего тела в газогенераторе:

$$\Delta_{гг}^* = T_{г}^* / T_{ввд}^*;$$

– часовым расходом топлива на максимальном режиме работы двигателя

$$G_{т.ч} = P c_{уд}, \text{ кг/ч};$$

– расходом топлива на максимальном режиме работы двигателя, приведенным к стандартным атмосферным условиям, но не по параметрам атмосферы, а по параметрам на входе в КНД:

$$G_{т.ч.пр} = G_{т.ч} \frac{101300}{p_b^*} \sqrt{\frac{288}{T_b^*}}, \text{ кг/ч.}$$

Турбокомпрессорным модулем внутреннего контура ТРДД называется группа элементов двигателя от сечения «в-в» на входе в двигатель до сечения «т-т» за турбиной низкого давления (рис. 1.1).

Турбокомпрессорным модулем наружного контура ТРДД называется группа элементов двигателя от сечения «в-в» на входе в двигатель до сечения «кНД-кНД» за компрессором низкого давления.

Турбокомпрессорные модули ТРДД характеризуется следующими основными параметрами:

– степенью повышения полного давления в турбовентиляторе внутреннего контура

$$\pi_{\text{ТКМ I}}^* = p_r^*/p_B^*;$$

– степенью повышения полной температуры в турбовентиляторе внутреннего контура

$$\tau_{\text{ТКМ I}}^* = T_r^*/T_B^*;$$

– степенью подогрева рабочего тела в турбовентиляторе внутреннего контура

$$\Delta_{\text{ТКМ I}}^* = T_r^*/T_B^*.$$

– степенью повышения полного давления в турбовентиляторе наружного контура

$$\pi_{\text{ТКМ II}}^* = p_{\text{КНД}}^*/p_B^* = \pi_{\text{КНД}}^*;$$

– степенью повышения полной температуры в турбовентиляторе наружного контура

$$\tau_{\text{ТКМ II}}^* = T_{\text{КНД}}^*/T_B^* = \tau_{\text{КНД}}^*.$$

Глава 2. Расчёт характеристик газогенератора и турбокомпрессорных модулей ТРДД

2.1. Построение рабочей линии на характеристике КВД

Газогенератором называется часть двухвального ТРДД, включающая компрессор высокого давления (КВД), камеру сгорания и турбину, вращающую КВД, т.е. турбину высокого давления [4].

Характеристикой одновального газогенератора называется зависимость степени повышения давления в нем $\pi_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{p_{\text{ТВД}}^*}{p_{\text{ВВД}}^*}$, степени подогрева $\tau_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{T_{\text{ТВД}}^*}{T_{\text{ВВД}}^*}$, приведенного расхода воздуха через КВД (или относительной плотности тока $q(\lambda_{\text{В}})_{\text{ВД}}$), а также степени повышения температуры в рабочем процессе газогенератора $\Delta_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВВД}}^*}$ от приведенной частоты вращения $n_{\text{ВД пр}}$ (или её относительного значения $\bar{n}_{\text{ВД пр}} = n_{\text{ВД пр}}/n_{\text{ВД пр.р}}$, где $n_{\text{ВД пр.р}}$ – значение приведенной частоты вращения КВД на расчётном режиме его работы).

Расчет характеристики газогенератора начинается с определения изменения параметров КВД вдоль его рабочей линии при изменении приведенной частоты вращения. Условия совместной работы КВД и ТВД в системе газогенератора выражаются следующими уравнениями:

$$\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{G_{\text{в.пр}}^*} = A \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВВД}}^*}};$$

$$\frac{e_{\text{КВД}}^* - 1}{\eta_{\text{КВД}}} = B \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВВД}}^*},$$

где A и B – постоянные величины, а $e_{кВД}^* = (\pi_{кВД}^*)^{\frac{k-1}{k}}$.

Первое из них следует из баланса расходов воздуха и газа через КВД, камеру сгорания и ТВД, а второе – из баланса работ КВД и ТВД.

Решая совместно эти уравнения, т.е. исключая из них величину $\frac{T_{г}^*}{T_{вВД}^*}$, находим, что

$$\frac{\pi_{кВД}^*}{G_{в.вд.пр}} = C \sqrt{\frac{e_{кВД}^*-1}{\eta_{кВД}^*}}$$

Это выражение является **уравнением рабочей линии на характеристике КВД**, т.е. уравнением совместных режимов работы компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины высокого давления при условии $\pi_{тВД}^* = \text{const}$. В него входят только величины, характеризующие режим работы компрессора и имеющиеся на его характеристике.

Характеристика компрессора высокого давления графически представлена на рис. 2.1 и в численном виде – в таблице 2.1.

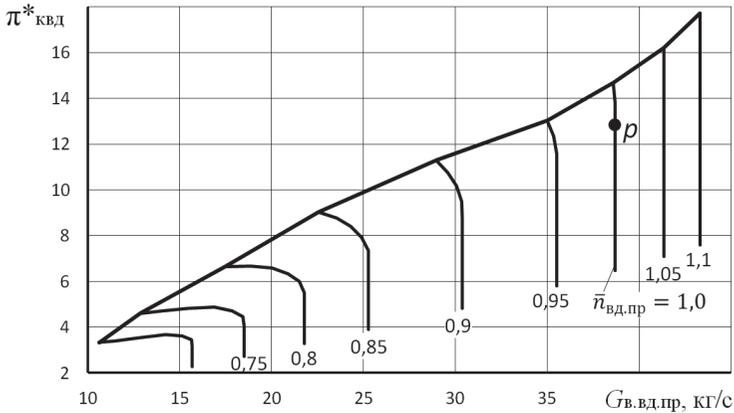


Рис. 2.1. Характеристика компрессора высокого давления

Таблица 2.1. Характеристика компрессора высокого давления в численном виде

Расчётные параметры:

$$\pi_{к}^* = 12,795; q(\lambda_{в}) = 0,7; \eta_{к}^* = 0,86; \Delta_{ку} = 15\%;$$

$$u_{к} = 400 \text{ м/с}; \mu_{к} = 0,28; G_{в.пр} = 38,68 \text{ кг/с};$$

$\bar{n}_{вд.пр} = 0,70$				$\bar{n}_{вд.пр} = 0,75$		
$G_{в.пр}$	$\pi_{к}^*$	$\eta_{к}^*$	C	$G_{в.пр}$	$\pi_{к}^*$	$\eta_{к}^*$
15,68104	2,270286	0,590339	0,21651	18,52129	2,738683	0,654629
15,68104	2,565232	0,64684	0,236739	18,52129	3,172441	0,71051

15,68104	2,860179	0,688417	0,255733	18,52129	3,606199	0,749176
15,68104	3,155125	0,719381	0,273761	18,52129	4,039957	0,776428
15,63533	3,440014	0,739344	0,290765	18,43749	4,453473	0,79068
15,12265	3,61166	0,725498	0,30554	17,83794	4,726409	0,775191
14,24503	3,669999	0,688281	0,318666	16,89616	4,872569	0,742852
12,78099	3,533211	0,61474	0,328919	15,46089	4,820746	0,686414
11,46623	3,385426	0,552421	0,339897	14,04196	4,707177	0,632513
10,62431	3,336681	0,519794	0,353202	12,86436	4,613694	0,591181
$\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,80$						
$G_{\text{в.пр}}$	$\pi_{\text{к}}^*$	$\eta_{\text{к}}^*$	C	$\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,85$		
21,79235	3,287967	0,708602	0,199557	25,28633	3,894485	0,744389
21,79235	3,84306	0,758433	0,224233	25,28633	4,585773	0,789255
21,79235	4,398153	0,792457	0,247524	25,28633	5,277061	0,819895
21,79235	4,953246	0,816092	0,269712	25,28633	5,968349	0,840959
21,79234	5,508336	0,832188	0,290913	25,28633	6,659637	0,855924
21,52226	5,988281	0,831787	0,310577	25,26485	7,344682	0,86453
20,88141	6,341864	0,815654	0,328984	24,90499	7,92093	0,858517
20,01539	6,588676	0,791312	0,34661	24,3129	8,397295	0,845282
18,83791	6,680908	0,755071	0,363049	23,55459	8,779333	0,827497
17,48203	6,645344	0,712647	0,378723	22,57572	9,03167	0,803093
$\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,90$						
$G_{\text{в.пр}}$	$\pi_{\text{к}}^*$	$\eta_{\text{к}}^*$	C	$\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 0,95$		
30,38754	4,811961	0,774809	0,185182	35,51244	5,79604	0,777151
30,38754	5,592637	0,809671	0,207767	35,51244	6,620816	0,805322
30,38754	6,373312	0,834426	0,229393	35,51244	7,445591	0,826468
30,38754	7,153987	0,852087	0,250185	35,51244	8,270367	0,842415
30,38754	7,934662	0,865179	0,270329	35,51244	9,095142	0,854737
30,38754	8,715338	0,874715	0,289871	35,51244	9,919918	0,864435
30,34814	9,483701	0,878785	0,308505	35,51244	10,74469	0,871835
30,05524	10,16431	0,873735	0,3261	35,50669	11,5676	0,875974
29,57771	10,76268	0,864321	0,343189	35,34619	12,33622	0,873052
28,97845	11,2891	0,852548	0,359927	35,01252	13,03293	0,866562
$\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 1,00$						
$G_{\text{в.пр}}$	$\pi_{\text{к}}^*$	$\eta_{\text{к}}^*$	C	$\bar{n}_{\text{вд.пр}} = 1,05$		
38,68082	6,471924	0,755819		41,33583	7,081272	0,730303
38,68082	7,38776	0,78365		41,33583	8,094507	0,758328
38,68082	8,303596	0,805086		41,33583	9,107741	0,780281
38,68082	9,219433	0,821735		41,33583	10,12098	0,797656
38,68082	10,13527	0,834802		41,33583	11,13421	0,811523
38,68082	11,0511	0,845375		41,33583	12,14745	0,822905
38,68082	11,96694	0,853894		41,33583	13,16068	0,832291
38,68082	12,88278	0,860543		41,33583	14,17391	0,839943
38,68082	13,79861	0,864571		41,33583	15,18715	0,84592
38,59302	14,68105	0,862247		41,33583	16,20039	0,848663

Используя уравнение рабочей линии и заданную характеристику компрессора, можно найти на ней положение рабочих точек на напорных ветках при различных значениях $n_{ВДпр}$. Этот расчёт выполняется в следующей последовательности.

1. Вычисляется константа C_0 в расчётной точке «P» характеристики компрессора (рис. 2.1) по его расчётным параметрам

$$C_0 = \frac{\pi_{кВД,р}^*}{G_{в.пр}} / \sqrt{\frac{e_{кВД,р}^* - 1}{\eta_{кВД,р}^*}}$$

2. Далее в каждой точке напорной ветки характеристики КВД, соответствующей выбранному значению $n_{ВДпр}$, вычисляется значение константы

$$C = \frac{\pi_{кВД}^*}{G_{в.пр}} / \sqrt{\frac{e_{кВД}^* - 1}{\eta_{кВД}^*}}$$

При этом используются численные значения параметров компрессора в каждой точке этой ветки, которые представлены в таблице 2.1.

Этот расчёт необходимо повторить для всех напорных веток компрессора.

В качестве примера вычисленные значения этой константы при значениях $n_{ВДпр} = 0,7; 0,8$ и $0,9$ также представлены в таблице 2.1.

2. Процедура определения значений $\pi_{кВД}^*$, $\eta_{кВД}^*$ и $G_{в.пр}$ в рабочей точке на напорной ветке при выбранном значении $\bar{n}_{ВДпр}$ заключается в поиске на этой ветке такой точки, в которой значение константы $C=C_0$.

Более точно это можно выполнить *путём интерполяции*, используя численные зависимости $\pi_{кВД}^* = f_1(C)$, $\eta_{кВД}^* = f_2(C)$ и $G_{в.пр} = f_3(C)$ от C и значение C_0 , представленные в таблице 2.1.

Графический способ определения параметров компрессора вдоль его рабочей линии более трудоёмок. Он сводится к следующему.

По вычисленным значениям C вдоль напорной ветки при выбранном значении $n_{ВДпр}$ (табл. 2.1) необходимо построить график зависимости значений $\pi_{кВД}^*$ от C (рис. 2.2). После проведения на нем вертикальной линии, соответствующей значению C_0 , находятся значения $\pi_{кВД}^*$ при этих же значениях $n_{ВДпр}$. Затем, по характеристике КВД (рис.2.1) при определённом значении $\pi_{кВД}^*$ определяются значения $G_{в.пр}$ и $\eta_{кВД}^*$ также при этих же значениях $n_{ВДпр}$.

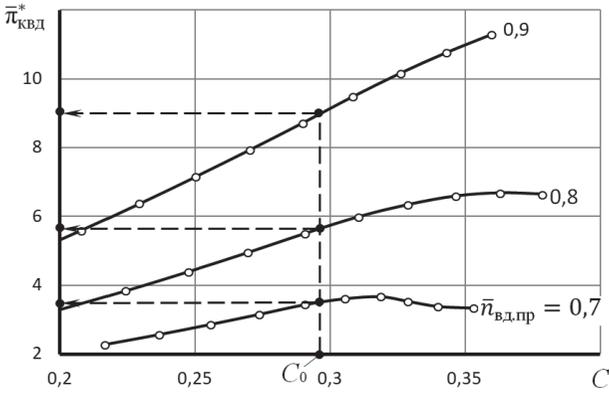
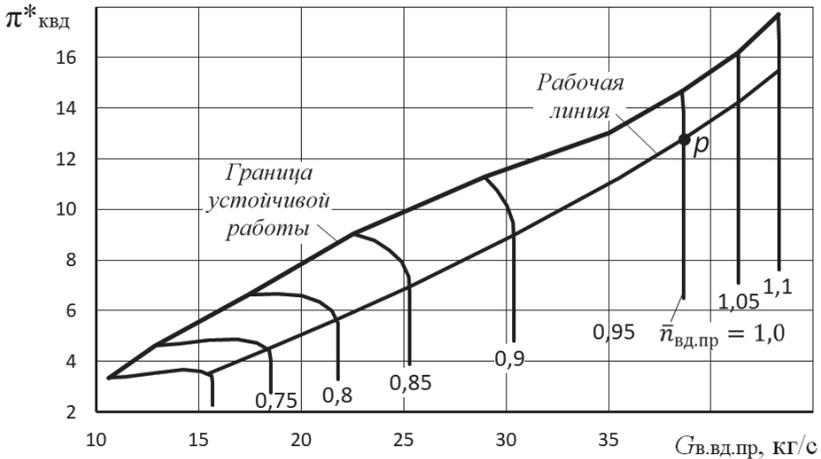


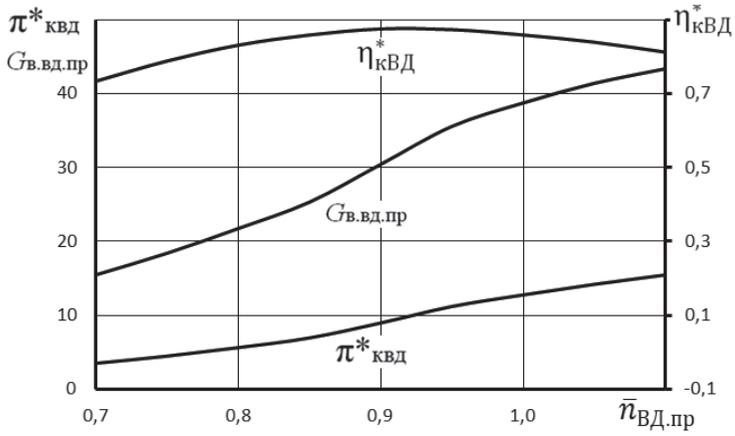
Рис. 2.2. Способ графического определения положения рабочей точки на напорной ветке компрессора

Далее такие же построения следует повторить при других значениях $n_{\text{в.д.пр}}$ и определить, таким образом, положение рабочей линии на характеристике компрессора (рис. 2.3, а).

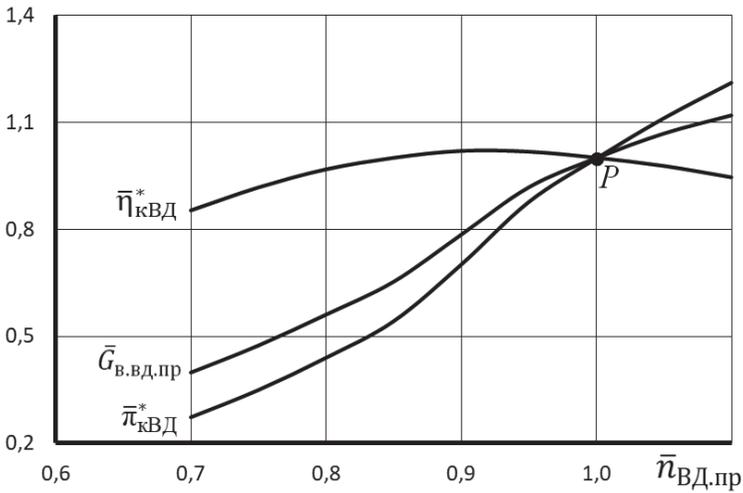
Изменение параметров КВД вдоль его рабочей линии представлены в таблице 2.2, а относительных параметров – в таблице 2.3 и на рис. 2.3 б) и в).



а)



б)



в)

Рис. 2.3. Расположение рабочей линии на характеристике КВД (а), изменение абсолютных (б) и относительных (в) параметров КВД вдоль рабочей линии

Таблица 2.2. Изменение параметров КВД вдоль его рабочей линии

$\bar{n}_{вд.пр}$	$\bar{G}_{вд.пр}$	$\pi_{квд}^*$	$\eta_{квд}^*$
0,700	15,443	3,504	0,734
0,750	18,373	4,483	0,789
0,800	21,718	5,640	0,832
0,850	25,277	6,950	0,860
0,900	30,374	8,981	0,876
0,950	35,509	11,229	0,874
1,000	38,681	12,795	0,860
1,050	41,336	14,240	0,840
1,1	43,30225	15,51273	0,81326

Таблица 2.3. Изменение относительных параметров КВД вдоль его рабочей линии

$\bar{n}_{вд.пр}$	$\bar{G}_{вд.пр}$	$\bar{\pi}_{квд}$	$\bar{\eta}_{квд}$
0,700	0,399	0,274	0,854
0,750	0,475	0,350	0,918
0,800	0,561	0,441	0,968
0,850	0,653	0,543	1,000
0,900	0,785	0,702	1,019
0,950	0,918	0,878	1,017
1,000	1,000	1,000	1,000
1,050	1,069	1,113	0,977
1,100	1,119	1,212	0,946

После определения таким путем значений $\pi_{квд}^*$ и $G_{вд.пр}$ вдоль рабочей линии при каждом значении $\bar{n}_{вд.пр}$ далее следует по соотношениям, приведенным ниже в п. 2.2, определить соответствующие значения $\pi_{гг}^*$, $\tau_{гг}^*$, $\Delta_{гг}^*$.

2.2. Расчет характеристики газогенератора ТРДД

Расчет характеристики газогенератора сводится к следующему.

1. При принятом допущении о постоянстве $\pi_{твд}^*$ и постоянном значении $\sigma_{квд}$ степень повышения давления в газогенераторе

$$\pi_{гг}^* = \frac{p_{твд}^*}{p_{вд}^*} = \frac{\pi_{квд}^* \sigma_{квд}}{\pi_{твд}^*}$$

оказывается пропорциональной $\pi_{квд}^*$, т.е.

$$\pi_{гг}^* = \text{const} \cdot \pi_{квд}^*$$

Записав это выражение для произвольного и расчетного значения $\bar{n}_{вд.пр}$, т.е.

$$\pi_{гг}^* = \text{const} \cdot \pi_{квд}^* \quad \text{и} \quad \pi_{гг.р}^* = \text{const} \cdot \pi_{квд.р}^*$$

и разделив их друг на друга, получим, что для произвольного значения $\bar{n}_{вд.пр}$

$$\pi_{гг}^* = \pi_{гг.р}^* \frac{\pi_{квд}^*}{\pi_{квд.р}^*},$$

где индекс "р" относится к расчетному режиму.

2. Из уравнения баланса расходов через КВД, камеру сгорания и ТВД

$$\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{G_{\text{в.вд.пр}}^*} = A \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВД}}^*}}$$

следует, что степень подогрева рабочего тела в газогенераторе $\Delta_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВД}}^*}$ изменяется при изменении $\bar{n}_{\text{ВДпр}}$ пропорционально $\left(\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{G_{\text{в.вд.пр}}^*}\right)^2$. Следовательно при произвольном значении $\bar{n}_{\text{ВДпр}}$

$$\Delta_{\Gamma\Gamma}^* = \Delta_{\Gamma\Gamma,\text{р}}^* \left(\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{\pi_{\text{КВД},\text{р}}^*}\right)^2 \left(\frac{G_{\text{в.вд.пр},\text{р}}^*}{G_{\text{в.вд.пр}}^*}\right)^2.$$

3. При постоянном $\pi_{\text{ТВД}}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{ТВД}}^*}$ отношение полных давлений перед и за ТВД также постоянно. Следовательно, сохраняется постоянным и отношение температур $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВД}}^*}$, т.е. $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВД}}^*} = \frac{T_{\Gamma,\text{р}}^*}{T_{\text{ВД},\text{р}}^*}$, откуда следует, что

$$T_{\text{ВД}}^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma,\text{р}}^*} T_{\text{ВД},\text{р}}^* \quad \text{или} \quad \tau_{\Gamma\Gamma}^* = \tau_{\Gamma\Gamma,\text{р}}^* \frac{\Delta_{\Gamma\Gamma}^*}{\Delta_{\Gamma\Gamma,\text{р}}^*}.$$

Используя параметры КВД вдоль его рабочей линии и полученные выше формулы, можно рассчитать характеристики газогенератора в абсолютном виде, т.е.

$$\pi_{\Gamma\Gamma}^* = f_1(\bar{n}_{\text{ВДпр}}), \quad \tau_{\Gamma\Gamma}^* = f_2(\bar{n}_{\text{ВДпр}}) \quad \text{и} \quad \Delta_{\Gamma\Gamma}^* = f_3(\bar{n}_{\text{ВДпр}})$$

(рис.2.4 и табл. 2.4).

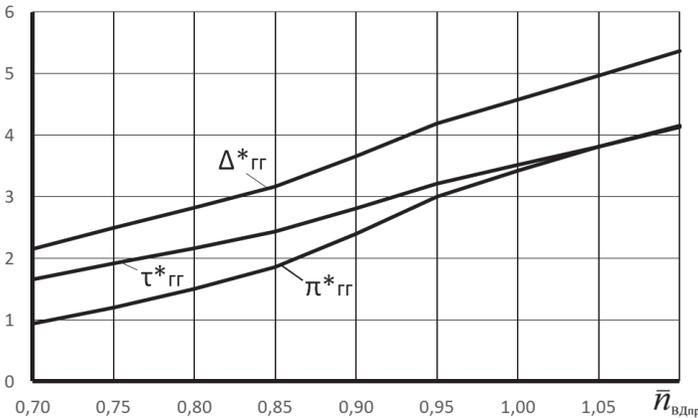


Рис. 2.4. Характеристики газогенератора при $\pi_{\text{ТВД}}^* = \text{const}$

Таблица 2.4. Характеристики газогенератора в численном виде

$\bar{n}_{ВДпр}$	$\pi_{ГГ}^*$	$\Delta_{ГГ}^*$	$\tau_{ГГ}^*$
0,700	0,937	2,155	1,656
0,750	1,199	2,491	1,915
0,800	1,508	2,822	2,169
0,850	1,859	3,163	2,431
0,900	2,402	3,658	2,812
0,950	3,003	4,184	3,217
1,000	3,422	4,578	3,519
1,050	3,809	4,965	3,817
1,100	4,149	5,369	4,128

2.3. Расчет режимов совместной работы турбовентилятора с газогенератором в ТРДД с отдельными контурами. Построение рабочей линии на характеристике КНД

Турбокомпрессорным модулем ТРДД называется совокупность турбовентилятора (т.е. КНД и ТНД) и газогенератора.

Для ТРДД с отдельными контурами расчет ведется в предположении, что сопла наружного и внутреннего контуров нерегулируемые и на всех режимах работы двигателя, как указывалось выше, и в них реализуются сверхкритические или близкие к критическим режимы истечения.

Условия совместной работы газогенератора и турбовентилятора в ТРДД с отдельными контурами могут быть описаны следующей системой уравнений:

$$G_B = G_{VI}(1 + m)$$

$$N_{КНД} = N_{ТНД}\eta_M$$

Первое из них выражает баланс расходов воздуха через вентилятор (КНД), газогенератор и наружный контур, а второе – баланс мощностей вентилятора и ТНД.

Расход воздуха через сопло наружного контура ТРДД без смешения потоков равен

$$G_{VI} = m_B \frac{p_{КНД}^*}{\sqrt{T_{КНД}^*}} \sigma_{II} q(\lambda_c)_{II} F_{cII},$$

а через газогенератор

$$G_{VI} = m_B \frac{p_{ВД}^*}{\sqrt{T_{ВД}^*}} q(\lambda_v)_{ВД} F_{ВД}.$$

Тогда, учитывая, что $p_{ВД}^* = \sigma_{пк} \cdot p_{КНД}^*$, $T_{ВД}^* = T_{КНД}^*$, $q(\lambda_c)_{II} = 1$, $F_{cII} = \text{const}$ и $F_{ВД} = \text{const}$, степень двухконтурности будет равна

$$m = \frac{G_{VI}}{G_{VI}} = \frac{\text{const}}{q(\lambda_v)_{ВД}}.$$

Запишем это выражение также и для расчётного режима работы двигателя

$$m_p = \frac{\text{const}}{q(\lambda_v)_{\text{ВД,р}}}.$$

Разделив их друг на друга, получим, что

$$m = m_p \frac{q(\lambda_v)_{\text{ВД,р}}}{q(\lambda_v)_{\text{ВД}}}.$$

Учитывая, что $q(\lambda_v)_{\text{ВД}} = \text{const} \cdot G_{\text{в.ВД,пр}}$, это выражение можно записать в следующем виде:

$$m = m_p \frac{G_{\text{в.ВД,пр,р}}}{G_{\text{в.ВД,пр}}}.$$

где индекс «р» относится к расчетному режиму работы двигателя.

С другой стороны, расход воздуха на выходе из вентилятора равен:

$$G_{\text{в}} = m_{\text{в}} \frac{p_{\text{кНД}}^*}{\sqrt{T_{\text{кНД}}^*}} q(\lambda_{\text{к}})_{\text{НД}} F_{\text{кНД}} = G_{\text{вI}} (1 + m).$$

Подставив в эту формулу выражение для $G_{\text{вI}}$, получим, что

$$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{НД}} = \text{const}(1 + m)q(\lambda_v)_{\text{ВД}}.$$

Запишем это выражение также и для расчётного режима работы двигателя

$$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{НД,р}} = \text{const}(1 + m_p)q(\lambda_v)_{\text{ВД,р}}.$$

Разделив их друг на друга, получим, что

$$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{НД}} = q(\lambda_{\text{к}})_{\text{НД,р}} \frac{(1+m)q(\lambda_v)_{\text{ВД}}}{(1+m_p)q(\lambda_v)_{\text{ВД,р}}}.$$

Так же, как и для $q(\lambda_v)_{\text{ВД}}$, можно записать, что $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{НД}} = \text{const} G_{\text{к.НД,пр}}$.

Тогда последнее выражение можно записать в следующем виде:

$$G_{\text{к.НД,пр}} = G_{\text{к.НД,пр,р}} \frac{(1+m)G_{\text{в.ВД,пр}}}{(1+m_p)G_{\text{в.ВД,пр,р}}}.$$

Уравнение баланса мощностей вентилятора и ТНД

$$N_{\text{кНД}} = N_{\text{ТНД}} \cdot \eta_{\text{м}}$$

можно записать в следующем виде:

$$G_{\text{в}} c_p T_{\text{в}}^* (\tau_{\text{кНД}}^* - 1) = G_{\text{г.ТНД}} T_{\text{ТВД}}^* \frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \eta_{\text{м}}.$$

Учитывая, что $G_{\text{в}} = G_{\text{вI}} (1 + m)$, а $T_{\text{вВД}}^* = T_{\text{в}}^* \tau_{\text{кНД}}^*$, получим

$$G_{\text{вI}} (1 + m) c_p \frac{T_{\text{вВД}}^*}{\tau_{\text{кНД}}^*} (\tau_{\text{кНД}}^* - 1) = G_{\text{г.ТНД}} T_{\text{ТВД}}^* \frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \eta_{\text{м}}.$$

Так как $T_{\text{ТВД}}^*/T_{\text{вВД}}^* = \tau_{\text{Г}}^*$, то после преобразований последнего равенства имеем:

$$(1 + m)(\tau_{\text{кНД}}^* - 1) = \frac{\eta_{\text{м}} G_{\text{г.ТНД}}}{c_p G_{\text{вI}}} \tau_{\text{кНД}}^* \tau_{\text{Г}}^* \frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*}.$$

Отношение $\frac{G_{\text{г.ТНД}}}{G_{\text{вI}}}$ является практически постоянной величиной, тогда в последнем уравнении $\frac{\eta_{\text{м}} G_{\text{г.ТНД}}}{c_p G_{\text{вI}}} = \text{const}$ и окончательно его можно записать в следующем виде:

$$(1 + m)(\tau_{\text{кнд}}^* - 1) = \text{const } \tau_{\text{кнд}}^* \tau_{\Gamma\Gamma}^* \left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right).$$

Запишем это уравнение также и для расчётного режима работы двигателя

$$(1 + m_p)(\tau_{\text{кнд,р}}^* - 1) = \text{const } \tau_{\text{кнд,р}}^* \tau_{\Gamma\Gamma,р}^* \left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right)_p.$$

Определив const из этих двух уравнений и приравняв их друг к другу, получим, что

$$\tau_{\text{кнд}}^* = 1 / \left[1 - \frac{\tau_{\Gamma\Gamma}^* \left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right)}{C(1+m)} \right] = 1 / \left[1 - \frac{\tau_{\Gamma\Gamma}^*}{C(1+m)} \right],$$

где новая константа $C = \frac{\tau_{\text{кнд,р}}^* \tau_{\Gamma\Gamma,р}^*}{(\tau_{\text{кнд,р}}^* - 1)(1+m_p)}$.

В полученном уравнении значение относительной величины $\left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right) = \left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right)_p = 1$. Действительно из условия совместной работы ТНД и сопла внутреннего контура следует, что расходы газа через них равны, т.е. $G_{\text{р.ТНД}} = G_{\text{сг}}$.

Записав эти расходы через газодинамические параметры, получим

$$m_{\text{r}} \frac{p_{\text{ТВД}}^*}{\sqrt{T_{\text{ТВД}}^*}} q(\lambda_{\text{сг}})_{\text{нд}} \cdot F_{\text{сг}} = m_{\text{r}} \frac{\sigma_{\text{крп}} p_{\text{ТНД}}^*}{\sqrt{T_{\text{ТНД}}^*}} q(\lambda_{\text{сг}}) F_{\text{сг}}.$$

Перепады давления в сопловом аппарате первой ступени ТНД и сопле внутреннего контура сверхкритические, то есть $q(\lambda_{\text{сг}})_{\text{нд}} = 1$ и $q(\lambda_{\text{сг}}) = 1$.

Учтём также, что $\frac{T_{\text{ТВД}}^*}{T_{\text{ТНД}}^*} = \left(\frac{p_{\text{ТВД}}^*}{p_{\text{ТНД}}^*} \right)^{\frac{n-1}{n}} = (\pi_{\text{ТНД}}^*)^{\frac{n-1}{n}}$, где n – показатель политропы процесса расширения газа в ТНД.

Тогда из последнего уравнения следует, что

$$\pi_{\text{ТНД}}^* = \left(\sigma_{\text{крп}} \frac{F_{\text{сг}}}{F_{\text{сг}}}_{\text{нд}} \right)^{\frac{2n}{n-1}}.$$

Если СА ТНД и сопло внутреннего контура нерегулируемые, т.е. $F_{\text{сг}}_{\text{нд}} = \text{const}$ и $F_{\text{сг}} = \text{const}$, и коэффициент потерь полного давления в сопле $\sigma_{\text{крп}} = \text{const}$, тогда и $\pi_{\text{ТНД}}^* = \text{const}$. В соответствии с характеристикой ТНД при $\pi_{\text{ТНД}}^* = \text{const}$ и $\eta_{\text{ТНД}}^* = \text{const}$.

При этом условии из выражения для работы ТНД

$$L_{\text{ТНД}} = c_{\text{pr}} T_{\text{ТВД}}^* \left(1 - \frac{1}{e_{\text{ТНД}}^*} \right) \eta_{\text{ТНД}}^*, \quad \text{где } e_{\text{ТНД}}^* = (\pi_{\text{ТНД}}^*)^{\frac{k_{\text{r}}-1}{k_{\text{r}}}},$$

следует, что $\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} = \text{const}$. Тогда и на расчётном режиме работы двигателя

$$\left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right)_p = \text{const}, \quad \text{значит } \left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right) = \left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right) / \left(\frac{L_{\text{ТНД}}}{T_{\text{ТВД}}^*} \right)_p = 1.$$

Полученная система уравнений позволяет при каждом значении $\bar{n}_{ВДпр}$, используя зависимость $G_{в.вд.пр} = f(\bar{n}_{ВДпр})$ (рис. 2.3, б или табл. 2.2), а также зависимость $\tau_{ГГ}^* = f(\bar{n}_{ВДпр})$ (рис. 2.4 или табл. 2.4), последовательно определить зависимости от $\bar{n}_{ВДпр}$:

– степени двухконтурности двигателя $m = m_p \frac{G_{в.вд.пр.р}}{G_{в.вд.пр}}$;

– приведенного расхода воздуха на выходе из КНД $G_{к.нд.пр} = G_{к.нд.пр.р} \frac{(1+m)G_{в.вд.пр}}{(1+m_p)G_{в.вд.пр.р}}$

– и значение параметра $\tau_{кнд}^* = 1 / \left[1 - \frac{\tau_{ГГ}^*}{C(1+m)} \right]$,

где константа $C = \frac{\tau_{кнд.р}^* \tau_{ГГ.р}^*}{(\tau_{кнд.р}^* - 1)(1+m_p)}$.

Зависимость $\bar{n}_{ВДпр}$, степени двухконтурности m и $\tau_{кнд}^*$ от приведенного расхода воздуха на выходе из КНД $G_{к.нд.пр}$ вдоль рабочей линии КНД, рассчитанные по этим формулам, приведены в таблице 2.5 и на рис. 2.5.

Таблица 2.5. Зависимость $\bar{n}_{ВДпр}$, m и $\tau_{кнд}^*$ от $G_{к.нд.пр}$ вдоль рабочей линии КНД

$G_{к.нд.пр}$	$\bar{n}_{ВДпр}$	m	$\tau_{кнд}^*$
189,565	0,700	11,272	1,044
192,496	0,750	9,475	1,061
195,842	0,800	8,015	1,082
199,402	0,850	6,887	1,107
204,500	0,900	5,731	1,151
209,637	0,950	4,902	1,206
212,809	1,000	4,500	1,251
215,465	1,050	4,211	1,298
217,432	1,100	4,020	1,348

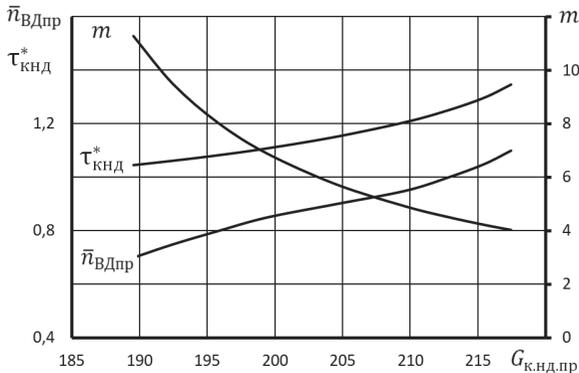


Рис. 2.5. Зависимость $\bar{n}_{ВДпр}$, m и $\tau_{кнд}^*$ от $G_{к.нд.пр}$ вдоль рабочей линии КНД

По данным табл. 2.5 на характеристику КНД, построенную в координатах $\tau_{\text{кнд}}^* = f[\bar{n}_{\text{нд.пр}}, G_{\text{кнд.пр}}]$, необходимо нанести её рабочую линию (рис. 2.6).

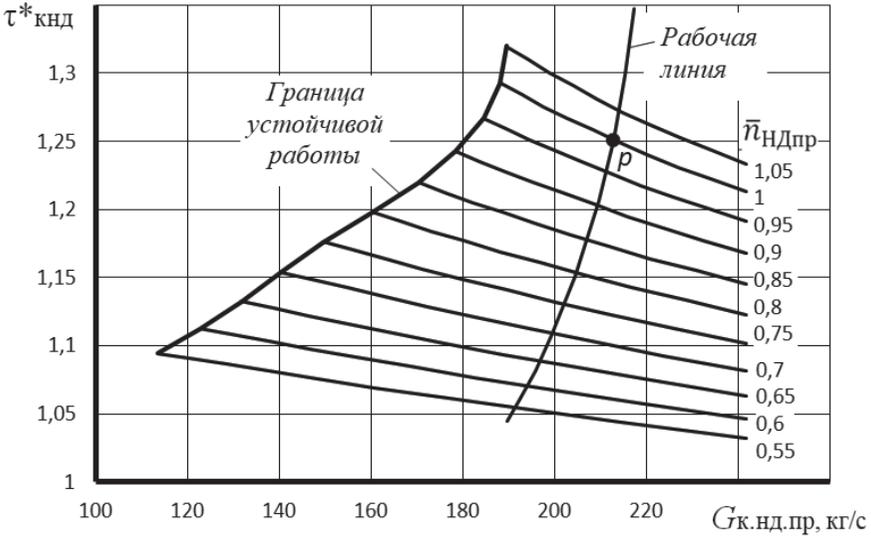


Рис. 2.6. Характеристика КНД с рабочей линией

Далее следует определить зависимость $G_{\text{кнд.пр}}$ и $\tau_{\text{кнд}}^*$ от $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ вдоль рабочей линии КНД, представленной на рис. 2.6. Для этого необходимо определить значения $G_{\text{кнд.пр}}$ и $\tau_{\text{кнд}}^*$ в точках пересечения рабочей линии с каждой напорной веткой при выбранном значении $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ на этом рисунке. Это можно выполнить вручную, сняв эти значения непосредственно из рис. 2.6, что весьма трудоёмко и не точно. Более точно эти вычисления можно выполнить аналитически. Для этого необходимо аппроксимировать рабочую линию и выбранную напорную ветку при заданном значении $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ полиномами с подходящими по точности степенями и отыскать точку их пересечения.

Такую процедуру следует повторить для всех напорных веток КНД на 2.6. Результаты этих вычислений для варианта характеристики КНД, приведенной выше в табл. 1.3, представлены в табл. 2.6 и на рис. 2.7.

Таблица 2.6. Зависимость параметров КНД от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$ вдоль рабочей линии

$\bar{n}_{\text{КНД пр}}$	$G_{\text{к.нд.пр}}$	$\tau_{\text{кнд}}^*$
0,55	191,4	1,055
0,6	194,1	1,071
0,65	196,8	1,088
0,7	199,65	1,109
0,75	202,15	1,131
0,8	204,75	1,154
0,85	207	1,178
0,9	209,4	1,204
0,95	211,15	1,228
1	212,8	1,251
1,05	214	1,055

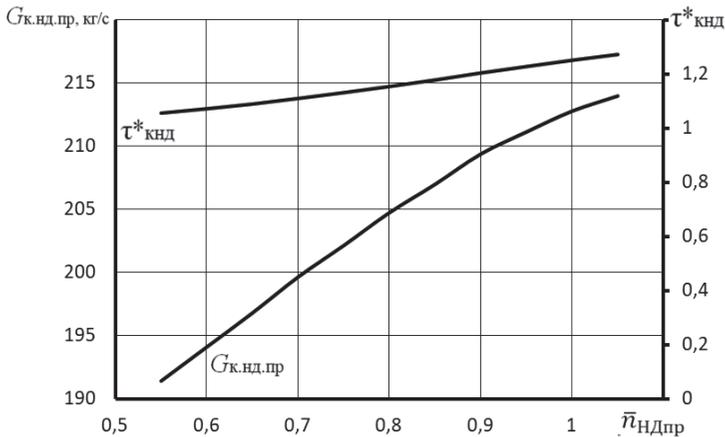


Рис. 2.7. Зависимость $G_{\text{к.нд.пр}}$ и $\tau_{\text{кнд}}^*$ от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$ вдоль рабочей линии КНД

Для построения рабочей линии на характеристике КНД в обычных координатах $\pi_{\text{кнд}}^* = f(G_{\text{в.пр}}, \bar{n}_{\text{КНД пр}})$ необходимо установить зависимость $\pi_{\text{кнд}}^*$ и $G_{\text{в.пр}}$ от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$ вдоль этой линии.

Для этого по определённой выше зависимости $G_{\text{к.нд.пр}}$ от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$ (табл. 2.6 и рис. 2.7), следует вычислить зависимости $\pi_{\text{кнд}}^*$ и $G_{\text{в.пр}}$ от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$. С этой целью необходимо построить характеристику КНД в координатах $\pi_{\text{кнд}}^* = f(G_{\text{к.нд.пр}}, \bar{n}_{\text{КНД пр}})$ (рис. 2.8) и $G_{\text{в.пр}} = f(G_{\text{к.нд.пр}}, \bar{n}_{\text{КНД пр}})$ (рис. 2.9).

Эти вычисления можно выполнить графически, как показано на рис. 2.8 и рис. 2.9, что, как указывалось выше, весьма затруднительно и не точно.

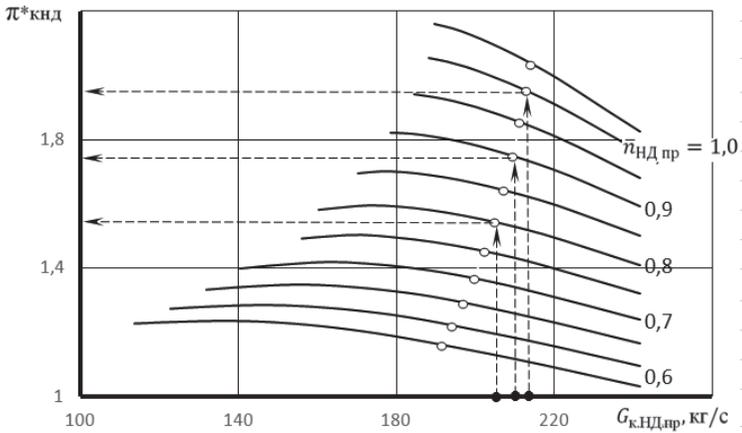


Рис. 2.8. Способ графического определения зависимости $\pi^*_{кнд}$ от $\bar{n}_{нд.пр}$

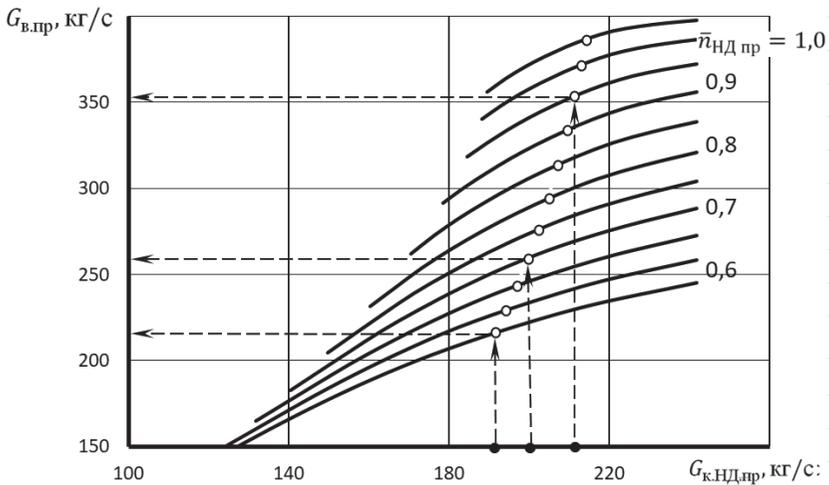


Рис. 2.9. Способ графического определения зависимости $G_{в.пр}$ от $\bar{n}_{нд.пр}$

Поэтому целесообразно их выполнять также аналитически. Для этого следует аппроксимировать каждую напорную линию на этих рисунках. Далее, последовательно задаваясь значениями из определённой выше зависимости $G_{к.нд.пр}$ от $\bar{n}_{нд.пр}$ (табл. 2.6), вычислить зависимости $\pi^*_{кнд}$ и $G_{в.пр}$ от $\bar{n}_{нд.пр}$.

Результаты этих вычислений приведены в табл. 2.7.

Таблица 2.7. Зависимость параметров КНД от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$ вдоль его рабочей линии

$\bar{n}_{\text{КНД пр}}$	$G_{\text{в.пр}}$	$\pi_{\text{КНД}}^*$	$\eta_{\text{КНД}}^*$	$\tau_{\text{КНД}}^*$
0,55	216,136	1,160	0,796	1,055
0,6	229,075	1,222	0,833	1,071
0,65	243,373	1,291	0,852	1,088
0,7	259,175	1,367	0,860	1,109
0,75	276,136	1,453	0,863	1,131
0,8	294,360	1,544	0,861	1,154
0,85	313,465	1,644	0,857	1,178
0,9	333,800	1,748	0,853	1,204
0,95	353,493	1,855	0,848	1,228
1	371,654	1,954	0,840	1,251
1,05	386,519	2,038	0,827	1,055

Примечание. Определение зависимости $\eta_{\text{КНД}}^*$ от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$ выполняется аналогично.

По этим зависимостям на рис. 2.10 построена рабочая линия на характеристике КНД в обычных координатах.

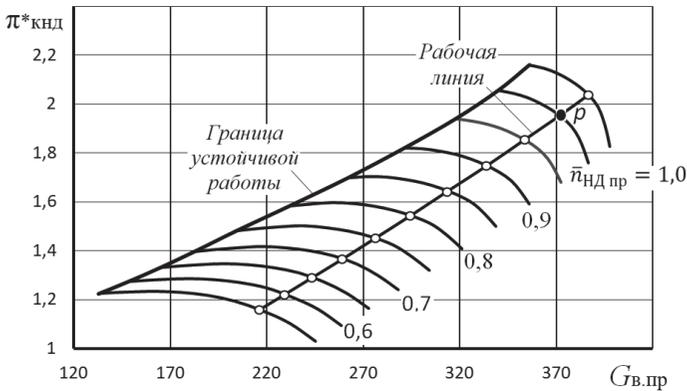


Рис. 2.10. Характеристика компрессора низкого давления

Расчёт зависимостей параметров КНД и газогенератора от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$

Для этого вначале необходимо установить зависимость $\bar{n}_{\text{ВД пр}}$ от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$. Как следует из данных табл. 2.5 и табл. 2.6, значения $\bar{n}_{\text{ВД пр}}$ и $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$ зависят от одного и того же параметра — $G_{\text{к.КНД пр}}$ (рис. 2.11). Тогда, задаваясь значениями $G_{\text{к.КНД пр}}$ при различных значениях $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$ вдоль рабочей линии КНД из табл. 2.6, можно по рис. 2.11 установить зависимость $\bar{n}_{\text{ВД пр}}$ от $\bar{n}_{\text{КНД пр}}$ (см. две первые колонки табл. 2.8 и рис. 2.12).

Эту таблицу следует также дополнить и другими параметрами КНД и ГГ, которые потребуются в дальнейших вычислениях. Например, в колонки 4, 5 и 6 помещены параметры КНД.

Так как выше была установлена зависимость $\bar{n}_{ВД.пр}$ от $\bar{n}_{НД.пр}$, то, используя полученную выше зависимость параметров ГГ и m от $\bar{n}_{ВД.пр}$ (табл. 2.4 и рис. 2.4), можно вычислить зависимость параметров ГГ от $\bar{n}_{НД.пр}$. Эти зависимости помещены в колонки 7 ... 10 табл. 2.8.

Относительные приведенные обороты КВД, приведенные по температуре на входе в КНД, рассчитывались по следующей формуле:

$$\bar{n}'_{ВД.пр} = \bar{n}_{ВД.пр} \sqrt{\frac{\tau_{КНД}^*}{\tau_{КНД.р}^*}}.$$

Они также помещены в табл. 2.8 в третью колонку. Их значения потребуются ниже при расчёте линии предельных режимов работы двигателя.

Таблица 2.8. Зависимость параметров КНД и газогенератора от $\bar{n}_{НД.пр}$

$\bar{n}_{НД.пр}$	$\bar{n}_{ВД.пр}$	$\bar{n}'_{ВД.пр}$	$\tau_{КНД}^*$	$G_{в.пр}$	$\pi_{КНД}^*$	m	$\pi_{ГГ}^*$	$\Delta_{ГГ}^*$	$\tau_{ГГ}^*$
0,550	0,731	0,671	1,055	216,136	1,160	10,147	1,101	2,365	1,818
0,600	0,774	0,716	1,071	229,075	1,222	8,775	1,347	2,649	2,037
0,650	0,813	0,759	1,088	243,373	1,291	7,711	1,603	2,913	2,240
0,700	0,852	0,803	1,109	259,175	1,367	6,830	1,885	3,187	2,450
0,750	0,877	0,834	1,131	276,136	1,453	6,264	2,152	3,430	2,637
0,800	0,902	0,867	1,154	294,360	1,544	5,691	2,431	3,683	2,832
0,850	0,924	0,897	1,178	313,465	1,644	5,328	2,695	3,914	3,009
0,900	0,948	0,930	1,204	333,800	1,748	4,940	2,976	4,160	3,198
0,950	0,974	0,965	1,228	353,493	1,855	4,710	3,203	4,372	3,361
1,000	1,000	1,000	1,251	371,654	1,954	4,501	3,421	4,576	3,518
1,050	1,022	1,031	1,272	386,519	2,038	4,371	3,595	4,751	3,653

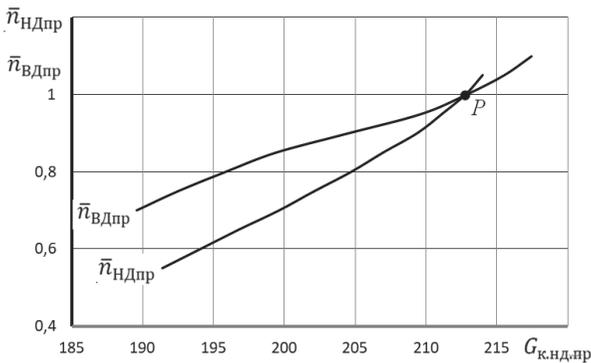


Рис. 2.11. Зависимость $\bar{n}_{НД.пр}$ и $\bar{n}_{ВД.пр}$ от $G_{к.нд.пр}$

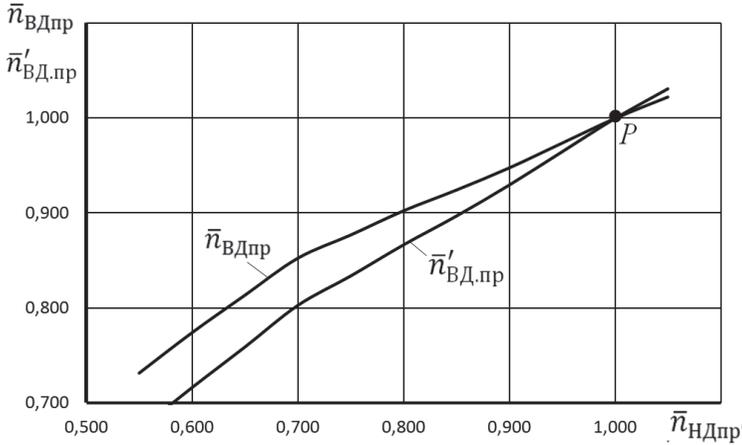


Рис. 2.12. Зависимость $\bar{n}_{ВД.пр}$ и $\bar{n}'_{ВД.пр}$ от $\bar{n}_{НД.пр}$ вдоль рабочей линии КНД

2.4. Расчет характеристик турбокомпрессорного модуля ТРДД без смешения потоков

По результатам определения режимов совместной работы элементов турбокомпрессорного модуля ТРДД проводится расчет его характеристик, т.е. зависимостей его параметров (степеней повышения давления $\pi_{ТКМ}^*$, и температуры $\tau_{ТКМ}^*$, приведенных по входу в ТКМ расходов воздуха и топлива и др.) от режима его работы. При оговоренных выше допущениях режим работы ТКМ определяется только приведенной частотой вращения любого из его роторов. Причем для последующего расчета эксплуатационных характеристик ТРДД целесообразно представлять характеристики ТКМ в виде зависимостей указанных параметров ТКМ от приведенной частоты вращения компрессора (ротора) низкого давления $\bar{n}_{НД.пр}$.

Приведем расчетные соотношения (формулы), с помощью которых при заданных значениях $\bar{n}_{НД.пр}$ определяются характеристики ТКМ ТРДД без смешения потоков. При этом используются зависимости параметров КНД и ГГ от $\bar{n}_{НД.пр}$, помещённые в табл. 2.8.

1. Степень повышения давления в ТКМ по внутреннему контуру

$$\pi_{ТКМ I}^* = p_t^* / p_v^*.$$

Так как $p_t^* = p_v^* \pi_{КНД}^* \pi_{ГГ}^* / \pi_{ТНД}^*$, то

$$\pi_{ТКМ I}^* = \pi_{КНД}^* \pi_{ГГ}^* / \pi_{ТНД}^*.$$

Выше, в пункте 2.3 было доказано, что при сверхкритическом перепаде давления в сопле внутреннего контура $\pi_{ТНД}^* = \text{const}$. Поэтому используемое в формуле для определения $\pi_{ТКМ I}^*$ значение $\pi_{ТНД}^*$ равно значению $\pi_{ТНД.р}^*$ на рас-

чётном режиме работы двигателя, которое было определено выше в процессе термодинамического расчёта двигателя.

2. Степень повышения давления в ТКМ по наружному контуру

$$\pi_{\text{ТКМ II}}^* = p_{\text{II}}^* / p_{\text{в}}^*.$$

Так как $p_{\text{II}}^* = p_{\text{в}}^* \pi_{\text{кнд}}^* \sigma_{\text{II}}$, то

$$\pi_{\text{ТКМ II}}^* = \pi_{\text{кнд}}^* \sigma_{\text{II}}.$$

3. Степень повышения температуры в ТКМ по внутреннему контуру

$$\tau_{\text{ТКМ I}}^* = T_{\text{т}}^* / T_{\text{в}}^*.$$

Так как $T_{\text{т}}^* = T_{\text{в}}^* \tau_{\text{кнд}}^* \tau_{\text{ГГ}}^* / \tau_{\text{ТНД}}^*$, то

$$\tau_{\text{ТКМ I}}^* = \tau_{\text{кнд}}^* \tau_{\text{ГГ}}^* / \tau_{\text{ТНД}}^*.$$

Так как $\pi_{\text{ТНД}}^* = \text{const}$, то и $\tau_{\text{ТНД}}^* = \frac{T_{\text{т}}^*}{T_{\text{вД}}^*} = \text{const}$. Поэтому значение $\tau_{\text{ТНД}}^*$ определяется по значениям $T_{\text{т.р}}^*$ и $T_{\text{твД.р}}^*$, которые также были определены выше в процессе термодинамического расчёта на расчётном режиме работы двигателя.

4. Степень повышения температуры в ТКМ по наружному контуру

$$\tau_{\text{ТКМ II}}^* = T_{\text{II}}^* / T_{\text{в}}^*.$$

Так как $T_{\text{II}}^* = T_{\text{кнд}}^* = T_{\text{в}}^* \tau_{\text{кнд}}^*$, то

$$\tau_{\text{ТКМ II}}^* = \tau_{\text{кнд}}^*.$$

5. Приведенный часовой расход топлива

Запишем уравнение сохранения энергии для двухконтурного двигателя (пренебрегая затратами энергии на сжатие воздуха, отбираемого на самолетные нужды):

$$G_{\text{т.ч}} \eta_{\text{Г}} H_U = 3600 (G_{\text{Г.ТНД}} c_{\text{р.г.н}} T_{\text{т}}^* + G_{\text{в.И}} c_{\text{р}} T_{\text{II}}^* - G_{\text{в}} c_{\text{р}} T_{\text{в}}^*).$$

Учтём, что воздух, отбираемый на охлаждение турбины высокого давления, возвращается в проточную часть за ней. Тогда

$$G_{\text{Г.ТНД}} = G_{\text{в.И}} - G_{\text{отб}} + G_{\text{т}} \cong G_{\text{в.И}},$$

так как количество отбираемого воздуха на самолётные нужды практически компенсируется подводом топлива в камере сгорания.

Кроме того, можно пренебречь и различием между $c_{\text{р.г.н}}$ и $c_{\text{р}}$, поскольку $(T_{\text{т}}^* - T_{\text{в}}^*) \gg (T_{\text{II}}^* - T_{\text{в}}^*)$.

Учтём также, что $G_{\text{в}} = G_{\text{в.И}} (1 + m)$, тогда

$$G_{\text{т.ч}} \eta_{\text{Г}} H_U = 3600 G_{\text{в}} c_{\text{р}} T_{\text{в}}^* \left(\frac{\tau_{\text{ТКМ I}}^* + m \tau_{\text{кнд}}^*}{1 + m} - 1 \right).$$

Подставим в полученное уравнение выражения для $G_{\text{т.ч}}$ и $G_{\text{в}}$, т.е.

$$G_{\text{т.ч}} = G_{\text{т.ч.пр}} \frac{p_{\text{в}}^*}{101300} \sqrt{\frac{T_{\text{в}}^*}{288}} \quad \text{и} \quad G_{\text{в}} = G_{\text{в.пр}} \frac{p_{\text{в}}^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}}.$$

Тогда выражение для приведенного часового расхода топлива будет иметь следующий вид:

$$G_{\text{т.ч.пр}} = \text{const} \cdot G_{\text{в.пр}} \left(\frac{\tau_{\text{ТКМ I}}^* + m \tau_{\text{кнд}}^*}{1 + m} - 1 \right).$$

Здесь в константу включены все постоянные величины.

Запишем последнее выражение и для расчётного режима работы двигателя, т.е.

$$G_{\text{т.ч.пр.р}} = \text{const} \cdot G_{\text{в.пр.р}} \left(\frac{\tau_{\text{ТКМ I.р}}^* + m_{\text{р}} \tau_{\text{кНД.р}}^*}{1 + m_{\text{р}}} - 1 \right).$$

Разделив последние два уравнения друг на друга, получим, что

$$G_{\text{т.ч.пр}} = G_{\text{т.ч.пр.р}} \frac{G_{\text{в.пр}}}{B} \left(\frac{\tau_{\text{ТКМ I}}^* + m \tau_{\text{кНД}}^*}{1 + m} - 1 \right),$$

где параметр $B = G_{\text{в.пр.р}} \left(\frac{\tau_{\text{ТКМ I.р}}^* + m_{\text{р}} \tau_{\text{кНД.р}}^*}{1 + m_{\text{р}}} - 1 \right)$ определяется по значению входящих в него ранее вычисленных величин на расчётном режиме работы двигателя.

В этой формуле значения параметров определяются следующим образом:

- значение $G_{\text{т.ч.пр.р}}$ определено выше в пункте 1.5;
- значение $G_{\text{в.пр.р}}$, $\tau_{\text{кНД}}^*$ и m при заданном значении $\bar{n}_{\text{НДпр}}$ следует определить из табл. 2.8.

7. Степень подогрева газа в ТКМ I

$$\Delta_{\text{ТКМ I}}^* = T_{\text{г}}^* / T_{\text{в}}^*.$$

Её можно определить, зная степень подогрева в КНД и в газогенераторе:

$$\Delta_{\text{ТКМ I}}^* = \tau_{\text{кНД}}^* \tau_{\text{ГГ}}^*.$$

8. Частота вращения КВД, приведенная по температуре на входе в КНД: абсолютная

$$n'_{\text{ВДпр}} = n_{\text{ВД}} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}} \quad \text{или относительная} \quad \bar{n}'_{\text{ВДпр}} = \bar{n}_{\text{ВДпр}} \sqrt{\frac{\tau_{\text{кНД}}^*}{\tau_{\text{кНД.р}}^*}}.$$

Зависимость параметров турбокомпрессорных модулей ТРДД от $\bar{n}_{\text{НДпр}}$ представлены в табл. 2.9, а в относительном виде – на рис. 2.13.

Таблица 2.9. Зависимость параметров турбокомпрессорных модулей ТРДД от $\bar{n}_{\text{НДпр}}$

$\bar{n}_{\text{НДпр}}$	$\pi_{\text{ТКМ I}}^*$	$\pi_{\text{ТКМ II}}^*$	$\tau_{\text{ТКМ I}}^*$	$\tau_{\text{ТКМ II}}^*$	$G_{\text{т.ч.пр}}$	$\Delta K_{\text{у.нд}}$	$\Delta_{\text{ТКМ I}}^*$
0,55	0,296	1,113	1,395	1,055	475,862	71,786	2,494
0,6	0,381	1,173	1,587	1,071	731,919	61,234	2,837
0,65	0,479	1,239	1,774	1,088	1051,494	52,314	3,171
0,7	0,597	1,313	1,977	1,109	1474,129	45,007	3,535
0,75	0,724	1,394	2,169	1,131	1952,754	37,828	3,878
0,8	0,869	1,482	2,377	1,154	2558,774	30,247	4,249
0,85	1,026	1,578	2,578	1,178	3233,923	23,622	4,610
0,9	1,205	1,678	2,801	1,204	4076,798	19,269	5,007
0,95	1,376	1,781	3,002	1,228	4918,953	16,211	5,367
1	1,548	1,876	3,202	1,251	5818,383	14,987	5,725
1,05	1,697	1,956	3,381	1,272	6643,859	14,989	6,045

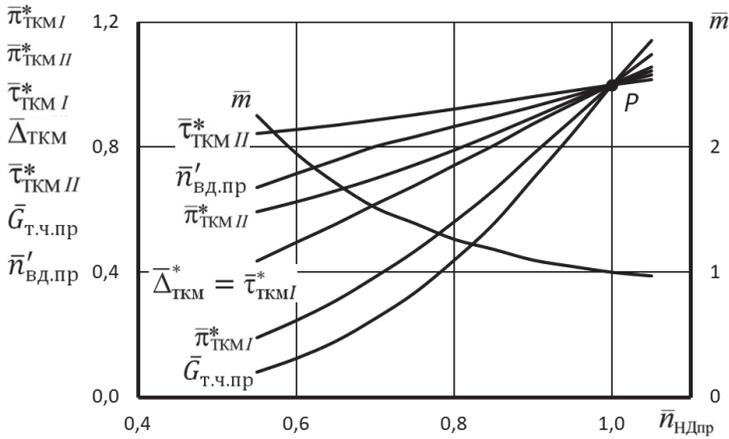


Рис. 2.13. Зависимость параметров турбокомпрессорных модулей ТРДД от $\bar{n}_{НДпр}$ в относительном виде

Абсолютное значение любого параметра определяется путём умножения относительного значения параметра на его расчётное значение, вычисленное в процессе термодинамического расчёта двигателя (см. пункт 1.2) или в пункте 1.5.

Глава 3. Расчёт эксплуатационных характеристик ТРДД

3.1. Построение линии предельных режимов и формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

Определение программы регулирования двигателя на максимальном режиме должно начинаться с построения так называемой "линии предельных режимов" (ЛПР), которая ограничивает максимально допустимые значения приведенной (и, соответственно, физической) частоты вращения роторов двигателя в зависимости от температуры заторможенного потока воздуха на входе в него T_v^* . Эти значения могут быть ограничены (в том или ином диапазоне значений T_v^*) прочностью роторов ($\bar{n}_{НД max}$ и $\bar{n}_{ВД max}$), жаропрочностью лопаток турбины ($T_{Г max}^*$) или газодинамической устойчивостью каскадов компрессора ($\Delta K_{y min}$).

При обычном расположении рабочей линии на характеристиках КНД и КВД двухвального двухконтурного двигателя минимальные запасы устойчивости наблюдаются у КНД в области приведенных частот вращения, превышающих расчетное значение, т.е. при $\bar{n}_{НДпр} > 100\%$. Поэтому ограничению по $\Delta K_{y min}$ соответствует ограничение $\bar{n}_{НДпр max}$. Существенное снижение ΔK_y может наблюдаться также в КВД в области пониженных частот вращения. Но

$\Delta K_{y \min}$ обеспечивается в этом случае не за счет ограничений, а путем соответствующего регулирования компрессора высокого давления.

В данном пособии линия предельных режимов представляется в виде максимального (с учетом этих ограничений) значения $\bar{n}_{\text{нд.пр}}$ в зависимости от $T_{\text{в}}^*$, как показано на рис. 3.1, и строится по результатам расчета характеристики турбокомпрессорного модуля (ТКМ I) двигателя.

Для этого необходимо, прежде всего, определить значения ограничиваемых параметров, т.е. значения $\bar{n}_{\text{нд. max}}$, $\bar{n}_{\text{вд. max}}$, $T_{\text{г. max}}^*$ и $\bar{n}_{\text{нд.пр. max}}$.

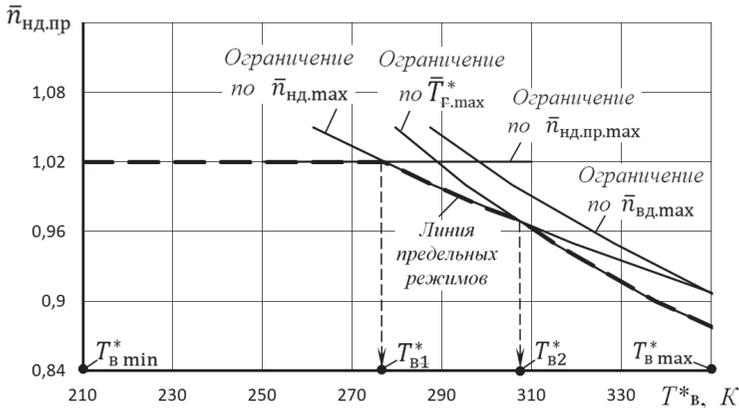


Рис. 3.1. Линия предельных режимов работы двигателя

Эти значения должны быть уточнены с учетом таких значений у двигателя аналогичных схем и следующих соображений.

Одно из значений $\bar{n}_{\text{нд. max}}$ или $\bar{n}_{\text{вд. max}}$ должно быть задано равным 100 % от расчетного значения, поскольку расчетный режим является максимальным. Частота вращения другого ротора обычно ограничивается величиной 102 ... 105 %.

Примечание. Численные значения относительных оборотов $\bar{n}_{\text{нд}}$ или $\bar{n}_{\text{вд}}$ могут задаваться или в процентах (например, $\bar{n}_{\text{нд}} = 85\%$ или $\bar{n}_{\text{нд}} = 105\%$), или в долях от единицы (например, $\bar{n}_{\text{нд}} = 0,85$ или $\bar{n}_{\text{нд}} = 1,05$).

Максимально допустимая температура газов $T_{\text{г. max}}^*$ в турбинах с охлаждаемыми лопатками обычно всего лишь на 20 ... 40 градусов может превышать расчетное значение. Тогда $T_{\text{г. max}}^* = T_{\text{г.р}}^* + (20 \dots 40)$, где $T_{\text{г.р}}^*$ – заданное значение температуры газов перед турбиной на расчетном режиме работы двигателя.

Значение $\Delta K_{y \min}$ и, соответственно, $\bar{n}_{\text{нд.пр. max}}$ определяется для каждой конкретной силовой установки уровнем возмущений потока на входе в компрессор, возникающих при различных углах атаки и скольжения, необходимо-

стью иметь достаточный запас устойчивости на переходных режимах и т.п. На основании статистических данных, $\bar{n}_{\text{НДпр max}}$ обычно равно 1,0 ... 1,05.

Расчет линии предельных режимов работы двигателя с использованием характеристик ТКМ I удобнее вести, не определяя максимальные значения $\bar{n}_{\text{НДпр max}}$ для различных значений T_b^* , а наоборот, определяя те значения T_b^* , при которых наступают те или иные ограничения при различных значениях $\bar{n}_{\text{НДпр}}$. Это можно сделать следующим образом.

1. Из характеристики ТКМ I , представленной в табличной (численной) форме (см. табл. 2.8) или в виде рисунка 2.13, выбирается несколько значений $\bar{n}_{\text{НДпр}}$, для которых далее будет проводиться расчет. Для каждого из них из табл. 2.8 определяются $\bar{n}'_{\text{ВДпр}}$ и $\Delta_{\text{ТКМ}}^*$. Если для определения $\Delta_{\text{ТКМ}}^*$ используется рис. 2.13, то значение $\Delta_{\text{ТКМ}}^* = \bar{\Delta}_{\text{ТКМ}}^* \Delta_{\text{ТКМ.p}}^*$. Здесь $\Delta_{\text{ТКМ.p}}^*$ – расчётное значение $\Delta_{\text{ТКМ}}^*$, определённое выше в пункте 1.5.

Выборки зависимостей $\bar{n}'_{\text{ВДпр}}$ и $\Delta_{\text{ТКМ}}^*$ от $\bar{n}_{\text{НДпр}}$ из табл. 2.8 представлены в табл. 3.1 и на рис. 3.2.

Таблица 3.1. Характеристика турбокомпрессорного модуля ТКМ в численном виде (выборка из табл. 2.8)

$\bar{n}_{\text{НДпр}}$	0,550	0,600	0,650	0,700	0,750	0,800	0,850	0,900	0,950	1,000	1,050
$\Delta_{\text{ТКМ}}^*$	2,365	2,649	2,913	3,187	3,430	3,683	3,914	4,160	4,372	4,576	4,751
$\bar{n}'_{\text{ВДпр}}$	0,672	0,716	0,759	0,803	0,834	0,867	0,897	0,930	0,965	1,000	1,031

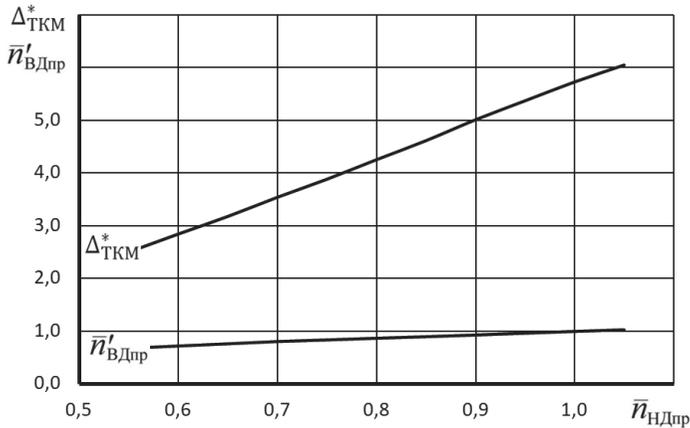


Рис. 3.2. Характеристика турбокомпрессорного модуля ТКМ

2. Определяется значение T_B^* , соответствующее (при данном $\bar{n}_{\text{HDпр}}$)

$$\bar{n}_{\text{HD max}}: (T_B^*)_{\bar{n}_{\text{HD max}}} = 288(\bar{n}_{\text{HD max}}/\bar{n}_{\text{HDпр}})^2, \text{ К.}$$

3. Определяется значение T_B^* , соответствующее (при данном $\bar{n}_{\text{HDпр}}$)

$$\bar{n}_{\text{ВД max}}: (T_B^*)_{\bar{n}_{\text{ВД max}}} = 288(\bar{n}_{\text{ВД max}}/\bar{n}'_{\text{ВДпр}})^2, \text{ К.}$$

4. Определяется значение T_B^* , соответствующее (при данном $\bar{n}_{\text{HDпр}}$) $T_{\Gamma \text{ max}}^*$:

$$(T_B^*)_{T_{\Gamma \text{ max}}^*} = \frac{T_{\Gamma \text{ max}}^*}{\Delta_{\text{ТКМ I}}}, \text{ К.}$$

Расчет ЛПП удобно производить в последовательности, изложенной в таблице 3.2. При этом для двигателей, которые эксплуатируются на дозвуковых скоростях полета, максимальное значение T_B^* обычно не превосходит 350 К. Тогда для расчета линии предельных режимов достаточно использовать точки из характеристики ТКМ, соответствующие (с запасом) $\bar{n}_{\text{HDпр}} > 0,88$, включая значение $\bar{n}_{\text{HDпр}}=1,0$.

Таблица 3.2. Расчет линии предельных режимов работы двигателя

$$\bar{n}_{\text{HDпр max}} = f(T_B^*)$$

Исходные данные:

$$\bar{n}_{\text{HD max}} = \quad ; \quad \bar{n}_{\text{ВД max}} = \quad ; \quad T_{\Gamma \text{ max}}^* = \quad \text{К}; \quad \bar{n}_{\text{HDпр max}} =$$

1	$\bar{n}_{\text{HDпр}}$ (назначается из таблицы 3.1 характеристики ТКМ)						
2	$\Delta_{\text{ТКМ}}$ (определяется из таблицы 3.1 характеристики ТКМ при назначенных значениях $\bar{n}_{\text{HDпр}}$ из пункта 1 этой таблицы)						
3	$\bar{n}'_{\text{ВДпр}}$ (определяется из таблицы 3.1 характеристики ТКМ при назначенных значениях $\bar{n}_{\text{HDпр}}$ из пункта 1 этой таблицы)						

Значения T_B^* , соответствующие $\bar{n}_{\text{HD}} = \bar{n}_{\text{HD max}}$

4	$(T_B^*)_{\bar{n}_{\text{HD max}}} = 288(\bar{n}_{\text{HD max}}/\bar{n}_{\text{HDпр}})^2, \text{ К}$						
---	---	--	--	--	--	--	--

Значения T_B^* , соответствующие $\bar{n}_{\text{ВД}} = \bar{n}_{\text{ВД max}}$

5	$(T_B^*)_{\bar{n}_{\text{ВД max}}} = 288(\bar{n}_{\text{ВД max}}/\bar{n}'_{\text{ВДпр}})^2, \text{ К}$						
---	--	--	--	--	--	--	--

Значения T_B^* , соответствующие $T_{\Gamma \text{ max}}^*$

6	$(T_B^*)_{T_{\Gamma \text{ max}}^*} = \frac{T_{\Gamma \text{ max}}^*}{\Delta_{\text{ТКМ I}}}, \text{ К}$						
---	--	--	--	--	--	--	--

По результатам расчетов строится график, содержащий кривые $(T_B^*)_{\bar{n}_{\text{HD max}}} = f_1(\bar{n}_{\text{HDпр}})$, $(T_B^*)_{\bar{n}_{\text{ВД max}}} = f_2(\bar{n}_{\text{HDпр}})$ и $(T_B^*)_{T_{\Gamma \text{ max}}^*} = f_3(\bar{n}_{\text{HDпр}})$, как показано на рис. 3.1.

При этом значение $T_{в\ min}^*$ принимается равным 213 К (- 60°C), а $T_{в\ max}^*$ – наибольшему из полученных в расчете (в таблице 3.2) значению $T_{в}^*$.

Затем на этот же график наносится горизонтальная линия, соответствующая ограничению по запасу устойчивости КНД, т.е. линия $\bar{n}_{НДпр\ max}$ (рис. 3.1).

После этого по точкам пересечения построенных кривых определяются температуры $T_{в1}^*$, $T_{в2}^*$ и т.д., соответствующие переходу от одного ограничения к другому. Значение $T_{в1}^*$, уточняется по формуле:

$$T_{в1}^* = 288 \left(\bar{n}_{НД\ max} / \bar{n}_{НДпр\ max} \right)^2, \text{ К.}$$

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

Полученная таким образом линия предельных режимов работы двигателя является основой для формирования программы регулирования двигателя на максимальном режиме.

ТРДД обычно снабжаются системами измерения частот вращения роторов $n_{НД}$ и $n_{ВД}$, температуры воздуха на входе $T_{в}^*$ в двигатель и температуры за турбиной $T_{т}^*$, по которой можно косвенно следить за температурой перед турбиной $T_{г}^*$.

Согласно линии предельных режимов, при различных значениях $T_{в}^*$ наступает то или иное ограничение на максимальном режиме работы двигателя.

Для формирования соответствующей программы регулирования двигателя необходимо построить (в масштабе) график по типу рис 3.3, на котором следует отложить $T_{в\ min}^*$ и найденные при построении линии предельных режимов значения температур $T_{в1}^*$, $T_{в2}^*$ и $T_{в3}^*$ и $T_{в\ max}^*$. Затем для каждой из них необходимо определить по линии предельных режимов соответствующие значения $\bar{n}_{НД,пр}$ и по характеристике ТКМ, представленной в графической форме (см. рис. 3.2), определить отвечающие им значения $\bar{n}'_{ВДпр}$ и $\Delta_{ТКМ}^*$. После этого для каждого из рассматриваемых значений $T_{в}^*$ вычисляются:

$$\bar{n}_{НД} = \bar{n}_{НДпр} \sqrt{T_{в}^* / T_{в,р}^*}, \quad \bar{n}_{ВД} = \bar{n}'_{ВДпр} \sqrt{T_{в}^* / T_{в,р}^*} \quad \text{и} \quad T_{г}^* = T_{в}^* \Delta_{ТКМ}^*.$$

Здесь $T_{в,р}^*$ – температура на входе в двигатель на расчетном режиме его работы. Например, если расчетный режим работы двигателя соответствует условиям $H=0$ и $M_H=0$, то $T_{в,р}^*=288$ К.

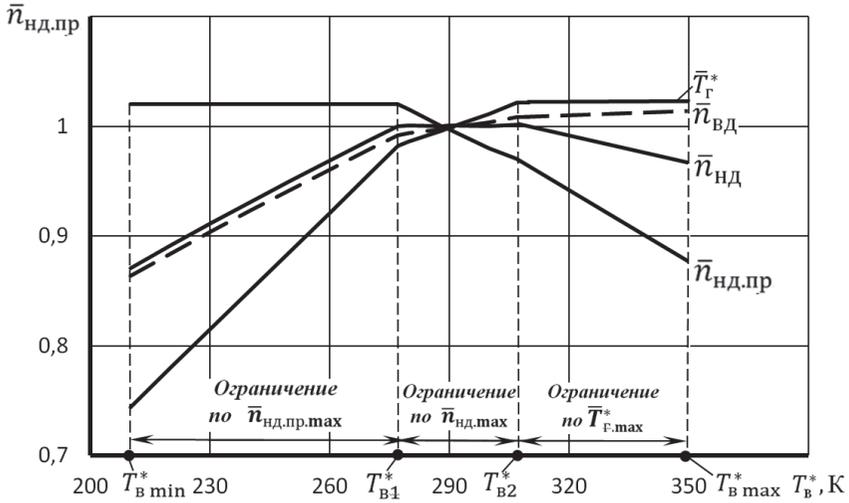


Рис. 3.3. Программа регулирования двигателя

Все вычисления, необходимые для формирования программы регулирования двигателя на максимальном режиме, удобно представить в виде таблицы по типу таблицы 3.3.

Таблица 3.3. Формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

1	Значение температур $T_{в}^*$, т.е. $T_{в \min}^*$, $T_{в1}^*$, $T_{в2}^*$, $T_{в3}^*$ и $T_{в \max}^*$ (определяются из рис. 3.1)	$T_{в \min}^*$	$T_{в1}^*$	$T_{в2}^*$	$T_{в3}^*$	$T_{в \max}^*$
2	$\bar{\eta}_{нд.пр}$ (определяется по линии предельных режимов (рис. 3.1) при значениях $T_{в}^*$ из пункта 1 этой таблицы)					
3	$\bar{\eta}'_{вд.пр}$ (определяются из характеристики ТКМ (рис. 3.2) при значениях $\bar{\eta}_{нд.пр}$ из пункта 2 этой таблицы)					
4	$\Delta_{ТКМ}^*$ (определяются из характеристики ТКМ (рис. 3.2) при значениях $\bar{\eta}_{нд.пр}$ из пункта 2 этой таблицы)					
6	$\bar{\eta}_{нд} = \bar{\eta}_{нд.пр} \sqrt{T_{в}^*/T_{в.p}^*}$ (определяются при значениях $\bar{\eta}_{нд.пр}$ из пункта 2 этой таблицы)					
7	$\bar{\eta}_{вд} = \bar{\eta}'_{вд.пр} \sqrt{T_{в}^*/T_{в.p}^*}$ (определяются при значениях $\bar{\eta}'_{вд.пр}$ из пункта 3 этой таблицы)					

8	$T_{\Gamma}^* = T_{\text{в}}^* \Delta_{\text{ТКМ}}^*$ (определяются при значениях $\Delta_{\text{ТКМ}}^*$ из пункта 4 этой таблицы)				
9	$\bar{T}_{\Gamma}^* = T_{\Gamma}^* / T_{\Gamma.p}^*$				

3.2. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДД

Характеристиками авиационных ГТД называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от условий полета и режима работы двигателя.

Протекание характеристик двигателя зависит от многих факторов и, в частности, определяется схемой двигателя, его расчетными параметрами, программой управления и внешними условиями.

К характеристикам ТРДД относят высотно-скоростные и дроссельные.

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

3.2.1. Расчет высотно-скоростных характеристик

Скоростными характеристиками (СХ) двигателя называются зависимости тяги P и удельного расхода топлива $c_{\text{уд}}$ от числа M_H (скорости полета) на неизменной высоте полета ($H = \text{const}$) при заданном режиме работы двигателя и принятой программе его управления.

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

1. При заданных значениях H , M_H определяются значения параметров атмосферы p_H , T_H и параметров заторможенного потока на входе в КНД, а также скорости полета:

$$T_{\text{в}}^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right), \text{ К}; \quad p_{\text{в}}^* = p \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \text{ Па};$$

$$V = M \sqrt{kRT}, \text{ м/с},$$

2. По линии предельных режимов работы двигателя (рис. 2.14) находится соответствующее данному значению $T_{\text{в}}^*$ значение $\bar{n}_{\text{НДпр}}$ на максимальном режиме работы двигателя.

3. По характеристикам ТКМ I и ТКМ II (рис. 2.13) находятся соответствующие этому значению $\bar{n}_{\text{НДпр}}$ относительные значения $\bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^*$, $\bar{\tau}_{\text{ТКМ I}}^*$, \bar{m} , $\bar{\pi}_{\text{ТКМ II}}^*$, $\bar{\tau}_{\text{ТКМ II}}^*$, $\bar{G}_{\text{в.пр}}$, $\bar{G}_{\text{т.ч.пр}}$. Затем определяются их абсолютные значения: $\pi_{\text{ТКМ I}}^* = \bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^* \pi_{\text{ТКМ I.p}}^*$, $\tau_{\text{ТКМ I}}^* = \bar{\tau}_{\text{ТКМ I}}^* \tau_{\text{ТКМ I.p}}^*$, $m = \bar{m} m_p$, $\pi_{\text{ТКМ II}}^* = \bar{\pi}_{\text{ТКМ II}}^* \pi_{\text{ТКМ II.p}}^*$, $\tau_{\text{ТКМ II}}^* = \bar{\tau}_{\text{ТКМ II}}^* \tau_{\text{ТКМ II.p}}^*$, $G_{\text{в.пр}} = \bar{G}_{\text{в.пр}} G_{\text{в.пр.p}}$, $G_{\text{т.ч.пр}} = \bar{G}_{\text{т.ч.пр}} G_{\text{т.ч.пр.p}}$, где индексом «р» помечены расчётные значения соответствующих параметров. Значение m_p задано в исходных данных, а остальные расчётные параметры определены в пункте 1.5.

Примечание. Как уже отмечалось выше, ручной способ определения параметров ТКМ с использованием графических зависимостей этих параметров от $\bar{n}_{\text{Дпр}}$ является трудоёмким и не точным. Поэтому целесообразно аппроксимировать эти зависимости полиномами с достаточной точностью и определять параметры ТКМ при любых значениях $\bar{n}_{\text{Дпр}}$ аналитически.

4. Далее определяются:

– степень понижения давления в сопле внутреннего контура

$$c_{cI} = \pi_{\text{ТКМ I}}^* p_{\text{в}}^* / p ; \quad e_{cI} = \pi_{cI} \frac{k_{\text{г.н}} - 1}{k_{\text{г.н}}} \quad \text{при } k_{\text{г.н}} = 1,33;$$

– полная температура газа за турбиной низкого давления, т.е. перед соплом внутреннего контура

$$T_{\text{T}}^* = \tau_{\text{ТКМ I}}^* T_{\text{в}}^* , \text{ К};$$

– скорость истечения газа из сопла внутреннего контура

$$c_{cI} = \varphi_{cI} \sqrt{2c_p T_{\text{T}}^* \left(1 - \frac{1}{e_{cI}}\right)} , \text{ м/с};$$

– расход воздуха через двигатель

$$G_{\text{в}} = G_{\text{в.пр}} \frac{p_{\text{в}}^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}} , \text{ кг/с};$$

– расход воздуха через внутренний контур двигателя

$$G_{\text{в I}} = G_{\text{в}} / (1 + m) , \text{ кг/с};$$

– часовой расход топлива

$$G_{\text{т.ч}} = G_{\text{т.ч.пр}} \frac{p_{\text{в}}^*}{101300} \sqrt{\frac{T_{\text{в}}^*}{288}} , \text{ кг/ч};$$

– расход газа через сопло внутреннего контура

$$G_{\text{г}} = G_{\text{в I}} (1 - g_{\text{отб}} / (1 + m) + G_{\text{т.ч}} / 3600 , \text{ кг/с};$$

– тяга внутреннего контура

$$P_{\text{I}} = G_{\text{г}} c_{cI} - G_{\text{в I}} V , \text{ Н}.$$

5. Для наружного контура определяются:

– степень понижения давления в сопле наружного контура

$$c_{cII} = \pi_{\text{ТКМ II}}^* \sigma_{II} p_{\text{в}}^* / p ; \quad e_{cII} = \pi_{cII} \frac{k - 1}{k} \quad \text{при } k = 1,4;$$

– полная температура воздуха на входе в сопло наружного контура

$$T_{cII}^* = \tau_{\text{ТКМ II}}^* T_{\text{в}}^* , \text{ К};$$

– скорость истечения воздуха из сопла наружного контура

$$c_{cII} = \varphi_{cII} \sqrt{2c_p T_{cII}^* \left(1 - \frac{1}{e_{cII}}\right)} , \text{ м/с};$$

– расход воздуха через наружный контур двигателя

$$G_{\text{в II}} = m G_{\text{в I}} , \text{ кг/с};$$

– тяга наружного контура

$$P_{\text{II}} = G_{\text{в II}} (c_{cII} - V) , \text{ Н}.$$

6. Определяются тяга и удельный расход топлива двигателя:

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

Обычно скоростные характеристики двигателей прямой реакции рассчитываются сразу для различных высот полета, а результаты такого расчета строятся на одном графике (рис. 3.4, а и б) и называются высотно-скоростными характеристиками двигателя.

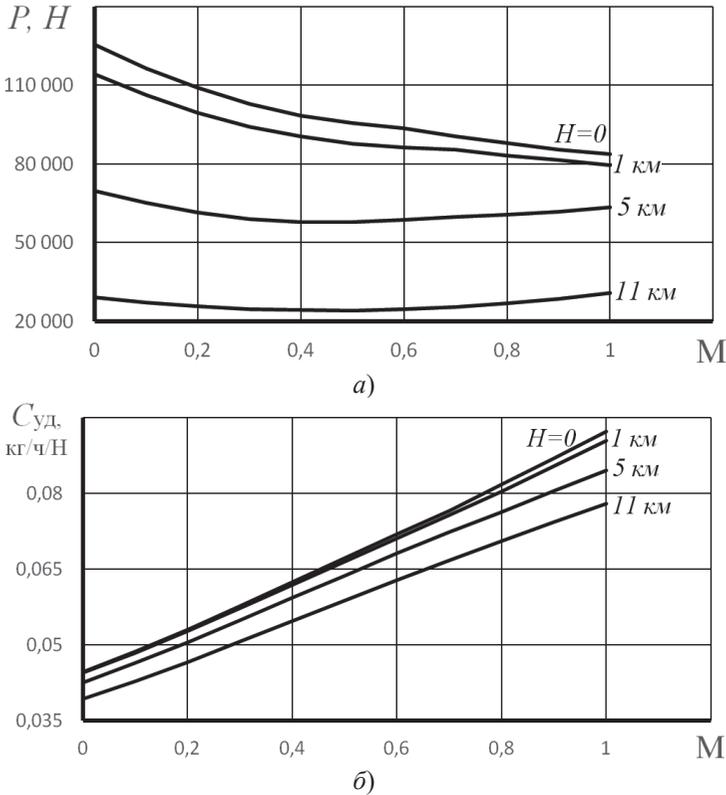


Рис. 3.4. Высотно-скоростная характеристика ТРДД на максимальном режиме работы двигателя

3.2.2. Расчет характеристик двигателя в области ограничения по $p_{к\max}^*$

Если задано число $M_{H\text{огр}}$ полета, при превышении которого на данной высоте H вступает в силу ограничение по максимальному давлению за компрессором $p_{к\max}^*$, то, прежде всего, следует определить соответствующее значение $p_{к\max}^*$ [8]. Для этого необходимо, найдя

$$T_{\text{в}}^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2_{\text{огр}} \right) \quad \text{и} \quad p_{\text{в}}^* = p \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2_{\text{огр}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad \text{при } k=1,4,$$

определить по линии предельных режимов значение $\bar{n}_{\text{HДпр}} = \bar{n}_{\text{HДпр огр}}$ (рис. 3.1), соответствующее данному значению $T_{\text{в}}^*$. Далее, по определённому значению $\bar{n}_{\text{HДпр}}$ необходимо определить относительное значение $\bar{\pi}_{\text{к}\Sigma \text{ огр}}^*$, которое равно относительному значению $\bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^*$, так как их абсолютные значения пропорциональны, т.е. $\pi_{\text{ТКМ I}}^* = \frac{\pi_{\text{кНД}}^* \pi_{\text{кВД}}^* \sigma_{\text{кС}}}{\pi_{\text{ТНД}}^*} = \text{const} \cdot \pi_{\text{к}\Sigma}^*$. Тогда

$$p_{\text{к max}}^* = p_{\text{в}}^* \cdot \pi_{\text{к}\Sigma \text{ огр}}^*$$

Далее, для каждого из задаваемых в расчете значений $M_{\text{H}} > M_{\text{H огр}}$ (на той же высоте H) после определения отвечающих им значений $T_{\text{в}}^*$ и $p_{\text{в}}^*$ находится значение $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = p_{\text{к max}}^* / p_{\text{в}}^*$ и его относительное значение $\bar{\pi}_{\text{к}\Sigma}^* = \pi_{\text{к}\Sigma}^* / \pi_{\text{к}\Sigma, \text{р}}^*$. По этому значению $\bar{\pi}_{\text{к}\Sigma}^* = \bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^*$ по характеристике ТКМ (рис. 2.13) определяется значение $\bar{n}_{\text{HДпр}} = f(\bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^*)$.

Затем по определённому значению $\bar{n}_{\text{HДпр}}$ из характеристики ТКМ (рис. 2.13) определяются относительные значения $\bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^*$, $\bar{\tau}_{\text{ТКМ I}}^*$, \bar{m} , $\bar{\pi}_{\text{ТКМ II}}^*$, $\bar{\tau}_{\text{ТКМ II}}^*$, $\bar{G}_{\text{в.пр}}$, $\bar{G}_{\text{т.ч.пр}}$ и их абсолютные значения: $\pi_{\text{ТКМ I}}^* = \bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^* \pi_{\text{ТКМ I,р}}^*$, $\tau_{\text{ТКМ I}}^* = \bar{\tau}_{\text{ТКМ I}}^* \tau_{\text{ТКМ I,р}}^*$, $m = \bar{m} m_{\text{р}}$, $\pi_{\text{ТКМ II}}^* = \bar{\pi}_{\text{ТКМ II}}^* \pi_{\text{ТКМ II,р}}^*$, $\tau_{\text{ТКМ II}}^* = \bar{\tau}_{\text{ТКМ II}}^* \tau_{\text{ТКМ II,р}}^*$, $G_{\text{в.пр}} = \bar{G}_{\text{в.пр}} G_{\text{в.пр,р}}$, $G_{\text{т.ч.пр}} = \bar{G}_{\text{т.ч.пр}} G_{\text{т.ч.пр,р}}$. Здесь индексом «р» помечены расчётные значения соответствующих параметров. Значение $m_{\text{р}}$ задано в исходных данных, а остальные расчётные параметры определены в пункте 1.5.

Дальнейший расчет ведется в том же порядке, как и при отсутствии ограничения по $p_{\text{к max}}^*$. Последовательность этих расчётов представлен в табл. 3.4.

Таблица 3.4. Расчет характеристик двигателя
в области ограничения по $p_{\text{к max}}^*$

$$H = \text{____}, \text{ км}; \quad p = \text{____}, \text{ Па}; \quad T_{\text{H}} = \text{____}, \text{ К};$$

$$a_{\text{H}} = \text{____}, \text{ м/с}; \quad M_{\text{H огр}} = \text{____}; \quad p_{\text{к max}}^* = \text{____}, \text{ Па};$$

1.	M_{H}	$M_{\text{H огр}}$	$M_{\text{H огр}} + 0,1$	$M_{\text{H огр}} + 0,2$
2.	$\sigma_{\text{вх}} = f(M_{\text{H}})$			
3.	$T_{\text{в}}^* = T_{\text{H}} (1 + 0,2 M_{\text{H}}^2)$, К;			
4.	$p_{\text{в}}^* = p_{\text{H}} \sigma_{\text{вх}} (T_{\text{в}}^* / T_{\text{H}})^{3,5}$, Па;			
5.	$\pi_{\text{к}\Sigma}^* = p_{\text{к max}}^* / p_{\text{в}}^*$			
6.	$\bar{\pi}_{\text{к}\Sigma}^* = \pi_{\text{к}\Sigma}^* / \pi_{\text{к}\Sigma, \text{р}}^*$			
7.	$\bar{n}_{\text{HДпр}} = f(\bar{\pi}_{\text{к}\Sigma}^*)$ – определить по характеристике ТКМ (рис. 2.13)			
8.	$\pi_{\text{ТКМ I}}^* = \bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^* \pi_{\text{ТКМ I,р}}^*$	Определить по характеристикам ТКМ I и ТКМ II (рис. 2.13)		
9.	$\pi_{\text{ТКМ II}}^* = \bar{\pi}_{\text{ТКМ II}}^* \pi_{\text{ТКМ II,р}}^*$			

10.	$\tau_{TKM I}^*$ $= \bar{\tau}_{TKM I}^* \tau_{TKM I.p}^*$	относительные значения: $\bar{\pi}_{TKM I}^*$, $\bar{\tau}_{TKM I}^*$, $\bar{\tau}_{TKM II}^*$, $\bar{G}_{в.пр}^*$, $\bar{G}_{т.ч.пр}$ и \bar{m} , а затем их абсолютные значения для найденного значения $\bar{n}_{HDпр}$		
11.	$\tau_{TKM II}^*$ $= \bar{\tau}_{TKM II}^* \tau_{TKM II.p}^*$			
12.	$G_{в.пр} = \bar{G}_{в.пр} G_{в.пр.p}$			
13.	$G_{т.ч.пр}$ $= \bar{G}_{т.ч.пр} G_{т.ч.пр.p}$			
14.	$m = \bar{m} m_p$			
15.	$c_{cI} = \pi_{TKM I}^* p_{в}^* / p$			
16.	$e_{cI} = c_{cI}^{k_{г.н}-1}$ при $k_{г.н} = 1,33$			
17.	$T_T^* = \tau_{TKM I}^* T_{в}^*$, К			
18.	$c_{cI} = \varphi_{cI} \sqrt{2c_p g_{г.н} T_T^* \left(1 - \frac{1}{e_{cI}}\right)}$, м/с			
19.	$G_{в} = G_{в.пр} \frac{p_{в}^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_{в}^*}}$, кг/с			
20.	$G_{вI} = G_{в} / (1 + m)$, кг/с			
21.	$G_{т.ч} = G_{т.ч.пр} \frac{p_{в}^*}{101300} \sqrt{\frac{T_{в}^*}{288}}$, кг/ч			
22.	$G_{г} = G_{вI} (1 - g_{отб} / (1 + m)) + G_{т.ч} / 3600$, кг/с			
23.	$P_I = G_{г} c_{cI} - G_{вI} V$, Н			
24.	$c_{cII} = \pi_{TKM II}^* \sigma_{II} p_{в}^* / p$			
25.	$e_{cII} = c_{cII}^{k-1}$ при $k = 1,4$			
26.	$T_{cII}^* = \tau_{TKM II}^* T_{в}^*$, К			
27.	$c_{cII} = \varphi_{cII} \sqrt{2c_p T_{cII}^* \left(1 - \frac{1}{e_{cII}}\right)}$, м/с			
28.	$G_{вII} = m G_{вI}$, кг/с			
29.	$P_{II} = G_{вII} (c_{cII} - V)$, Н			
30.	$P = P_I + P_{II}$, Н			
31.	$c_{вд} = G_{т.ч} / P$, кг/(Н·ч)			

3.2.3. Расчет дроссельных характеристик

Дроссельной характеристикой авиационного двигателя прямой реакции называется зависимость тяги и удельного расхода топлива от режима работы двигателя (изменении положения рычага управления двигателем) или взаимозависимость между тягой и удельным расходом топлива при изменении режима работы двигателя (в данных условиях полета).

Дроссельные характеристики рассчитываются в диапазоне режимов от максимального значения $\bar{n}_{\text{НДпр}}$ (включая значение $\bar{n}_{\text{НДпр}}=1,0$) до минимального значения $\bar{n}_{\text{НДпр}}$.

Для определения максимального значения $\bar{n}_{\text{НДпр}}$ вначале необходимо задать условия полёта, при которых будет рассчитываться дроссельная характеристика двигателя, т.е. задать значение высоты H и числа Маха полёта самолёта. Затем по этим значениям H и M вычислить значение полной температуры воздуха на входе в двигатель $T_B^* = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)$, где T_H – температура атмосферного воздуха на заданной высоте полёта, выбранной для расчёта дроссельной характеристики. Далее по линии предельных режимов (рис. 3.1) при вычисленном значении T_B^* необходимо определить максимальное значение $\bar{n}_{\text{НДпр}} = \bar{n}_{\text{НДпр max}}$.

При этом для двигателей, которые эксплуатируются на дозвуковых скоростях полета, максимальное значение T_B^* обычно не превосходит 350 К. Поэтому для расчета их дроссельной характеристики на заданном режиме полёта достаточно использовать минимальное значение $\bar{n}_{\text{НДпр}} = \bar{n}_{\text{НДпр min}} \approx 0,88$.

В этом диапазоне выбирается несколько (4 ... 5) значений $\bar{n}_{\text{НДпр}}$, включая $\bar{n}_{\text{НДпр max}}$ и $\bar{n}_{\text{НДпр min}}$, и для каждого из них по характеристикам ТКМ (рис. 2.13) определяются относительные значения $\bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^*$, $\bar{\tau}_{\text{ТКМ I}}^*$, \bar{m} , $\bar{\pi}_{\text{ТКМ II}}^*$, $\bar{\tau}_{\text{ТКМ II}}^*$, $\bar{G}_{\text{в.пр}}$, $\bar{G}_{\text{т.ч.пр}}$ и их абсолютные значения: $\pi_{\text{ТКМ I}}^* = \bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^* \pi_{\text{ТКМ I,р}}^*$, $\tau_{\text{ТКМ I}}^* = \bar{\tau}_{\text{ТКМ I}}^* \tau_{\text{ТКМ I,р}}^*$, $m = \bar{m} m_{\text{р}}$, $\pi_{\text{ТКМ II}}^* = \bar{\pi}_{\text{ТКМ II}}^* \pi_{\text{ТКМ II,р}}^*$, $\tau_{\text{ТКМ II}}^* = \bar{\tau}_{\text{ТКМ II}}^* \tau_{\text{ТКМ II,р}}^*$, $G_{\text{в.пр}} = \bar{G}_{\text{в.пр}} G_{\text{в.пр,р}}$, $G_{\text{т.ч.пр}} = \bar{G}_{\text{т.ч.пр}} G_{\text{т.ч.пр,р}}$.

Затем проводится вычисление тяги и удельного расхода топлива двигателя по тем же формулам, которые используются при расчете высотно-скоростных характеристик (см табл. 3.5).

Таблица 3.5. Расчет дроссельной характеристики двигателя

$$H = \text{____}, \text{ км}; \quad p = \text{____}, \text{ Па}; \quad T_H = \text{____}, \text{ К};$$

$$a_H = \text{____}, \text{ м/с}; \quad M_H = \text{____}; \quad \sigma_{\text{вх}} = f(M_H) \text{ (рис. 1.2);}$$

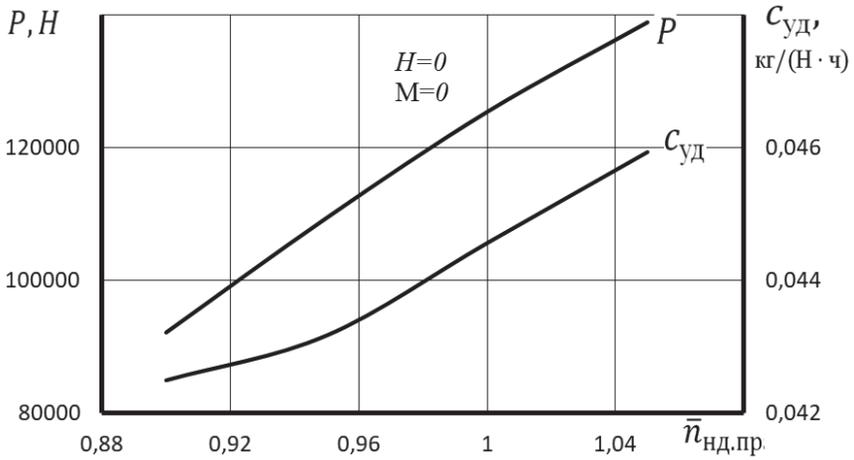
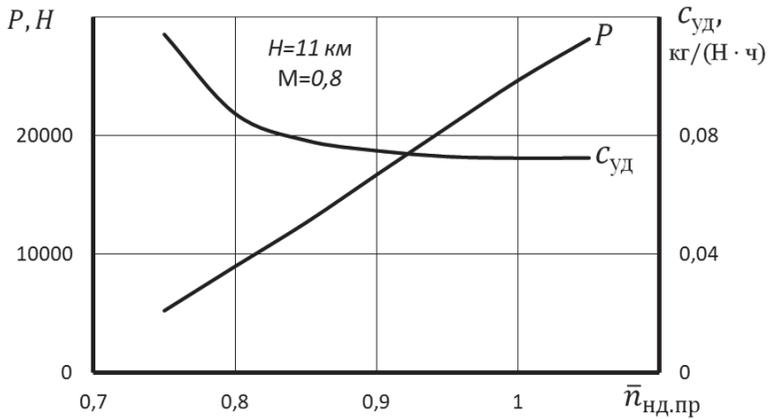
$$T_B^* = T_H(1+0,2M_H^2), \text{ К}; \quad p_B^* = p_H \sigma_{\text{вх}}(T_B^*/T_H)^{3,5}, \text{ Па}$$

$n_{\text{НДпр}}$		$n_{\text{НДпр max}}$	$n_{\text{НДпр 1}}$	$n_{\text{НДпр 2}}$	$n_{\text{НДпр min}}$
$\pi_{\text{ТКМ I}}^*$ $= \bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^* \pi_{\text{ТКМ I,р}}^*$	Определить по характеристикам ТКМ I и ТКМ II (рис. 2.13) относительные значения: $\bar{\pi}_{\text{ТКМ I}}^*$, $\bar{\pi}_{\text{ТКМ II}}^*$, $\bar{\tau}_{\text{ТКМ I}}^*$, $\bar{\tau}_{\text{ТКМ II}}^*$, $\bar{G}_{\text{в.пр}}$,				
$\pi_{\text{ТКМ II}}^*$ $= \bar{\pi}_{\text{ТКМ II}}^* \pi_{\text{ТКМ II,р}}^*$					
$\tau_{\text{ТКМ I}}^*$ $= \bar{\tau}_{\text{ТКМ I}}^* \tau_{\text{ТКМ I,р}}^*$					
$\tau_{\text{ТКМ II}}^*$ $= \bar{\tau}_{\text{ТКМ II}}^* \tau_{\text{ТКМ II,р}}^*$					

$G_{в.пр}$ $= \bar{G}_{в.пр} G_{в.пр.р}$	$\bar{G}_{т.ч.пр}$ и \bar{m} , а затем их абсолютные значения для заданных значений $\bar{n}_{ндпр}$				
$G_{т.ч.пр}$ $= \bar{G}_{т.ч.пр} G_{т.ч.пр.р}$					
$m = \bar{m} m_p$					
$c_{cI} = \pi_{ткмI}^* p_B^* / p$					
$e_{cI} = c_{cI} \frac{k_{г.н}-1}{k_{г.н}}$ при $k_{г.н} = 1,33$					
$T_T^* = \tau_{ткмI}^* T_B^*$, К					
$c_{cI} = \varphi_{cI} \sqrt{2c_p T_T^* \left(1 - \frac{1}{e_{cI}}\right)}$, м/с					
$G_B = G_{в.пр} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}$, кг/с					
$G_{BI} = G_B / (1 + m)$, кг/с					
$G_{т.ч} = G_{т.ч.пр} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}$, кг/ч					
$G_T = G_{BI} (1 - g_{отб} / (1 + m)) + G_{т.ч} / 3600$, кг/с					
$P_I = G_T c_{cI} - G_{BI} V$, Н					
$c_{cII} = \pi_{ткмII}^* \sigma_{II} p_B^* / p$					
$e_{cII} = c_{cII} \frac{k-1}{k}$ при $k = 1,4$					
$T_{cII}^* = \tau_{ткмII}^* T_B^*$, К					
$c_{cII} = \varphi_{cII} \sqrt{2c_p T_{cII}^* \left(1 - \frac{1}{e_{cII}}\right)}$, м/с					
$G_{BII} = m G_{BI}$, кг/с					
$P_{II} = G_{BII} (c_{cII} - V)$, Н					
$P = P_I + P_{II}$, Н					
$c_{уд} = G_{т.ч} / P$, кг/(Н·ч)					

Вид дроссельных характеристик ТРДД показан на рис. 3.5 и рис. 3.6.

При этом, чем больше расчетная степень двухконтурности, тем меньшим будет улучшение экономичности двигателя на режимах ниже максимального.

Рис. 3.5. Дроссельная характеристика ТРДД ($H=0$, $M=0$)Рис. 3.6 Дроссельная характеристика ТРДД ($H=11$ км, $M=0,8$)

Раздел 5. Расчет параметров и эксплуатационных характеристик вертолётных ГТД

Параметры и эксплуатационные характеристики вертолётных ГТД (ТВаД) определяются, в основном, путем их расчета по характеристикам основных элементов силовой установки с учетом принятой программы регулирования и эксплуатационных ограничений [7].

Основные условия и допущения

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 условиях висения вертолётa на расчетной высоте (высоте висения).

3. Показатели адиабаты и значения газовой постоянной для воздуха и продуктов сгорания не зависят от условий полета и режима работы двигателя. В программе заложены следующие их значения [5]:

– для воздуха $k = 1,4$, $R = 287,05$ Дж/(кг·К);

– для газа (во всех каскадах турбины) $k_T = 1,33$, $R_T = 287,4$ Дж/(кг·К).

4. Весь охлаждающий турбину воздух отбирается за компрессором и возвращается в проточную часть за турбиной, вращающей компрессор. При этом учитывается снижение температуры газов за этой турбиной, вызванное подмешиванием охлаждающего воздуха.

Возможные изменения долей воздуха, отбираемого от компрессора на охлаждение турбины и на нужды вертолётa, не учитываются.

5. Соотношение расходов газа через свободную турбину и воздуха через компрессор принимается неизменным и равным этому соотношению на расчетном режиме.

6. 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 независимым от режима работы двигателя.

7. Принимается, что в камере сгорания значения η_T и $\sigma_{кc}$ остаются неизменными на всех режимах её работы.

8. Считается, что потери в переходном канале между турбиной компрессора и свободной турбиной отсутствуют, а статическое давление газа за свободной турбиной равно атмосферному.

9. Поскольку максимальные скорости полёта вертолётов невелики, то принимается, что $p_H^* = p_H$ и $T_H^* = T_H$.

10. Характеристики компрессора рассчитываются по одной из известных методик [2, 6] или используются характеристики, полученные в эксперименте.

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

12. 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.

Примечание. Все рисунки, представленные в этом разделе в численном виде в качестве иллюстраций, соответствуют следующим основным расчётным данным ТВаД:

- мощность двигателя – 1600 кВт;
- температура газа перед турбиной – 1230 К;
- степень повышения давления в компрессоре – 9,9;
- КПД компрессора – 0,84;
- КПД турбины компрессора – 0,9;
- мощностной КПД свободной турбины – 0,86;
- расчётная высота висения вертолётa – 2200 м;
- значение ограничиваемой мощности двигателя – 1620 кВт.

Схема ТВаД, основные обозначения и сокращения

Схема вертолётного ГТД с одновальным газогенератором (ГГ) с обозначениями основных сечений его газоздушного тракта приведена на рис. 1. Здесь H – сечение струи воздуха, входящей в двигатель, на большом расстоянии от него (в невозмущенной атмосфере); ϵ – вход в компрессор; K – выход из компрессора; Γ – выход из камеры сгорания; TK – выход из турбины компрессора; T – выход из свободной турбины; c – выход из двигателя.

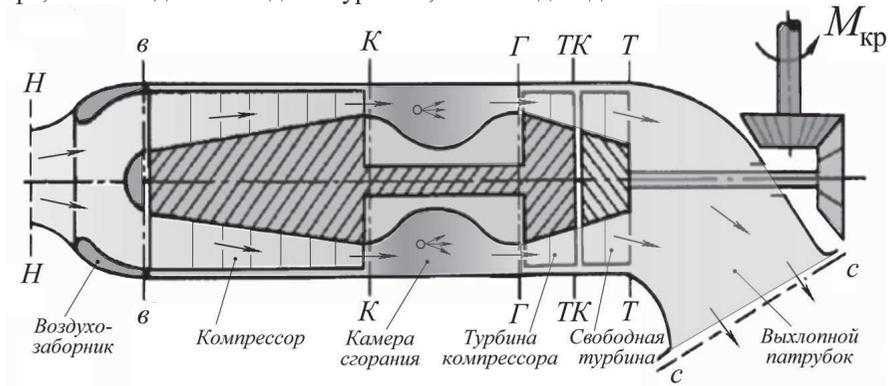


Рис.1. Схема турбовального ГТД со свободной турбиной и с одновальным газогенератором

ГГ – газогенератор;

КС – камера сгорания;

ПЗУ – пылезащитное устройство;

ТК – турбина компрессора;

СТ – свободная турбина.

к – компрессор, выход из компрессора;

т – турбина, выход из турбины;

м – механический;

пр – приведенный;

р – расчетный режим;

* (верхний индекс) – параметры заторможенного потока.

$c_p = \frac{k}{k-1} R = 1004,5 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$ – теплоемкость воздуха (при $p = \text{const}$);

$c_{pг} = \frac{k_{г}}{k_{г}-1} R_{г} = 1158,3 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$ – теплоемкость смеси продуктов сгорания топлива и воздуха (при $p = \text{const}$);

N_e – мощность на валу свободной турбины, кВт;

$N_{e\text{уд}}$ – удельная мощность, кВт·с/кг;

c_e – удельный расход топлива, кг/(кВт·ч);

D – диаметр, м;

\bar{d} – относительный диаметр втулки лопаточного венца;

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

G_B – расход воздуха через компрессор, кг/с;

G_T – расход топлива в камере сгорания, кг/с;

$g_T = G_T/G_{B,кк}$ – относительный расход топлива в камере сгорания;

$G_{T,ч}$ – часовой расход топлива, кг/ч;

$g_{охл} = G_{охл}/G_B$ – относительный расход воздуха, отбираемого из-за компрессора на охлаждение турбины;

$g_{отб} = G_{отб}/G_B$ – относительный расход воздуха, отбираемого из-за компрессора на вертолётные нужды;

H – высота полета, м ;

H_U – теплотворность топлива, кДж/кг;

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

k – показатель адиабаты;

n – частота вращения, показатель политропы;

p^* – давление заторможенного потока, Па;

R – газовая постоянная, Дж/(кг·К);

T^* – температура заторможенного потока, К;

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

$\eta_{к}^*, \eta_{т}^*$ – коэффициенты полезного действия (КПД) компрессора и турбины;

$\eta_{\text{СТ}}$ – мощностной КПД свободной турбины;

$\eta_{\text{Г}}, \eta_{\text{М}}$ – коэффициент выделения теплоты в КС, механический КПД;

μ – средний коэффициент нагрузки ступеней компрессора (турбины);

σ – коэффициент восстановления (сохранения) полного давления;

τ^* – степень повышения полной температуры воздуха в компрессоре, газогенераторе (ТКМ).

Глава 1. Термодинамический расчёт вертолётного ГТД

1.1. Исходные данные

Исходными для проведения термодинамического расчета ТВаД (на максимальном режиме) и определения размеров его основных элементов являются следующие данные.

1. Расчетная высота висения H_p , м.

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

Отметим, что параметры и характеристики двигателя зависят не непосредственно от геометрической высоты полёта (или висения), а от значений температуры и давления атмосферного воздуха на этой высоте. Давление и температура атмосферы на расчетной высоте считаются соответствующими стандартной атмосфере.

3. Температура газа перед турбиной $T_{\text{Г}}^*$, К.

4. Степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}}^*$.

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

В компрессорах ТВаД обычно используются не очень высокие окружные скорости ($u_{\text{к}} = 360 \dots 420$ м/с). И тогда у одновального компрессора на расчетном режиме КПД может составить примерно $0,84 \dots 0,85$.

В неохлаждаемой турбине компрессора обычно $\eta_{\text{Т}}^*$ составляет $0,89 \dots 0,9$. В ТВаД с одновальным ГТ турбина может быть неохлаждаемой только при $T_{\text{Г}}^*$ не выше $1200 \dots 1250$ К. Если же турбина охлаждается, то её КПД $\eta_{\text{Т}}^*$ получается несколько сниженным – $0,88 \dots 0,89$. Мощностной КПД свободной турбины обычно оказывается существенно более низким – $0,85 \dots 0,86$ (из-за дополнительных потерь с неиспользуемой в ТВаД выходной скоростью).

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

Коэффициент $\sigma_{\text{К.С}}$ обычно равен $0,94 \dots 0,96$, а коэффициент полноты сгорания $\eta_{\text{Г}} - 0,98 \dots 0,99$.

Механический КПД $\eta_{\text{М}}$ учитывает затраты части мощности турбины компрессора на трение в подшипниках и на привод агрегатов и т.д., которые в ТВаД

могут составлять 1...2% от мощности турбины. Соответственно η_m 0,98...0,99. В расчетах его значение принимается (для упрощения) одинаковым для всех каскадов турбины газогенератора.

7. Значение коэффициента $g_{\text{охл}} = \frac{G_{\text{охл}}}{G_{\text{в}}}$ (где $G_{\text{охл}}$ – расход воздуха через систему охлаждения турбины, а $G_{\text{в}}$ – расход воздуха через компрессор) зависит от температуры газа перед турбиной.

Если она не превышает 1200...1250 К, 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...1500 К обычно $g_{\text{охл}} \approx 0,02...0,03$. При $T_{\Gamma}^* = 1600$ К – $g_{\text{охл}} \approx 0,05$.

Значение коэффициента $g_{\text{отб}} = \frac{G_{\text{отб}}}{G_{\text{в}}}$ (где $G_{\text{отб}}$ – количество воздуха, отбираемого на нужды вертолѐта) у вертолѐтных ГТД обычно составляет 0,03 ... 0,04.

Если в качестве топлива используется авиационный керосин, то можно принять $H_u \approx 43000$ кДж/кг.

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

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

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

При этом надо, учесть, что максимуму $N_{\text{уд}}$ (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_e) необходимо иметь существенно более высокое значение $\pi_{\text{к}}^*$. Выбор компромиссного (из этих двух) расчетного значения $\pi_{\text{к,р}}^*$ должен производиться с учетом совместного влияния этих факторов на массу, дальность полѐта и другие параметры вертолѐта. Но практически следует ориентировочно выбрать $\pi_{\text{к,р}}^*$ несколько выше $\pi_{\text{к,опт}}^*$, учитывая, что при увеличении $\pi_{\text{к}}^*$ (по сравнению с $\pi_{\text{к,опт}}^*$) вначале $N_{\text{уд}}$ почти не снижается, тогда как C_e заметно уменьшается. И лишь при значительном увеличении $\pi_{\text{к}}^*$ становится заметным снижение удельной мощности двигателя.

Проведение детального расчета зависимости $N_{\text{уд}}$ и C_e от $\pi_{\text{к}}^*$ с учетом всех потерь, отбора воздуха от компрессора и т.д. потребовало бы значительного времени. Поэтому, учитывая приближенность выбора $\pi_{\text{к}}^*$, рекомендуется проводить приближенный расчет значений $N_{\text{уд}}$ и C_e при различных $\pi_{\text{к}}^*$, задавшись значениями КПД процессов сжатия и расширения для термодинамического цикла двигателя с рассматриваемыми исходными данными. Для учета различия тепло-

емкостей воздуха и продуктов сгорания топлива следует ввести (как это принято делать при анализе реальных циклов ГТД) коэффициент \bar{m} , значение которого зависит от π_k^* , T_H и $T_{г.}^*$. При выборе π_k^* для ТВаД можно принять $\bar{m} = 1,03 \dots 1,05$, причем более высокие значения \bar{m} относятся к двигателям с более высокой $T_{г.}^*$.

При этом значение η_c надо принять на 2 ... 3 % ниже, чем КПД компрессора (для учета потерь в ПЗУ), а значение η_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 π_k^* (с примерно равными промежутками) в диапазоне, зависящим от расчетного значения $T_{г.}^*$ (см. таблицу 1.1), необходимо выполнить (для каждого из этих π_k^*) расчеты удельных параметров ТВаД, сведя их в таблицу по типу таблицы 1.2. При этом значения k и R при расчетах циклов ГТД, как известно, принимаются равными для воздуха, т.е. $k = 1,4$ и $R = 287$ Дж/(кг·К).

Таблица 1.1

$T_{г.р.}^*$, К	1200 ... 1300	1300 ... 1400	1400 ... 1600	> 1600
Диапазон π_k^*	6 ... 16	8 ... 20	9 ... 24	10 ... 30

Таблица 1.2. Выбор расчетного значения π_k^*

Заданы: $T_{Hр} = \underline{\hspace{2cm}}$ К; $T_{г.р.}^* = \underline{\hspace{2cm}}$ К; $\Delta = T_{г.р.}^*/T_{Hр} = \underline{\hspace{2cm}}$;

$\sigma_{вх} = \underline{\hspace{2cm}}$; $\eta_r = \underline{\hspace{2cm}}$; $H_u = \underline{\hspace{2cm}}$ кДж/кг.

Приняты $\eta_c = \underline{\hspace{2cm}}$; $\eta_p = \underline{\hspace{2cm}}$; $\bar{m} = \underline{\hspace{2cm}}$.

1	π_k^*				
2	$\pi = \pi_k^* \sigma_{вх}$				
3	$e = \pi^{\frac{k-1}{k}}$				
4	$L_{ц} = \frac{k}{k-1} RT_{Hр} \frac{e-1}{\eta_c} \left(\frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$				
5	$N_{e\text{уд}} = L_{ц}/1000, \frac{\text{кВт} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$				
6	$T_k^* = T_{Hр} \left(1 + \frac{e-1}{\eta_c} \right), \text{К}$				
7	$c_{п} = [0,883 + 0,000209 \cdot (T_{г.р.}^* + 0,48 T_k^*)], \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$				
8	$Q = c_{п} (T_{г.р.}^* - T_k^*), \text{кДж/кг}$				
9	$C_e = \frac{3600 Q}{u \eta_r N_{e\text{уд}}}, \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$				

По данным таблицы 1.2 следует построить график зависимости $N_{e,уд}$ и C_e от π_k^* (по типу рис. 1.1) и, анализируя его, выбрать рациональное значение π_k^* на режиме висения.

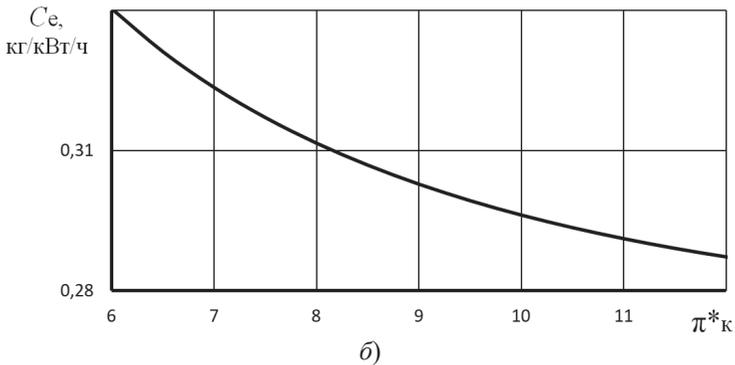
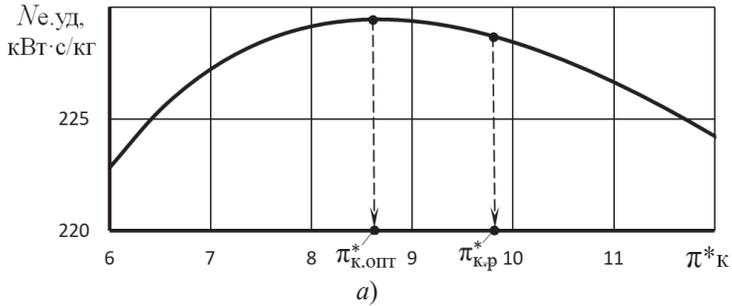


Рис. 1.1. К выбору $\pi_{k,р}^*$ для ТВаД

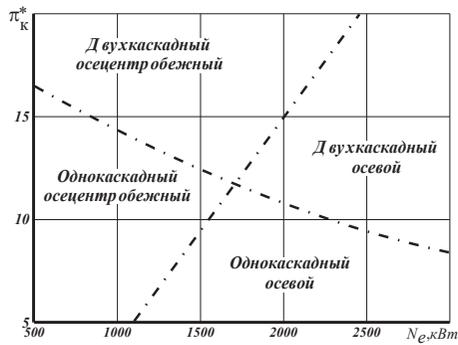


Рис. 1.2. Выбор типа и числа каскадов компрессора ТВаД

Далее необходимо выбрать схему компрессора (т.е. число каскадов в нём и их тип). Схема компрессора зависит от расчетной мощности двигателя и расчетного значения π_k^* . Примерная рекомендация по выбору схемы компрессора ТВаД в зависимости от его расчетной мощности и $\pi_{к,р}^*$ дана на рис. 1.2.

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

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

1.3. Термодинамический расчет двигателя

Термодинамический расчет двигателя выполняется *для заданных расчетных условий*, соответствующих высоте висения вертолёта, путем последовательного определения параметров потока во всех характерных сечениях газоздушного тракта двигателя и последующего определения его удельных параметров (удельной мощности $N_{e\text{уд}}$ 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.

Ниже приводится последовательность термодинамического расчета ТВаД с одновальным газогенератором.

Так как у ТВаД $p_H^* = p_H$ и $T_H^* = T_H$, то полное давление воздуха на входе в компрессор

$$p_B^* = \sigma_{\text{вх}} p,$$

где $\sigma_{\text{вх}}$ - коэффициент сохранения полного давления во входном устройстве, а полная температура воздуха на входе в компрессор

$$T_B^* = T.$$

Полное давление воздуха на выходе из компрессора

$$p_K^* = p_B^* \pi_K^*.$$

Степень подогрева воздуха в компрессоре

$$\tau_K^* = 1 + \frac{e_K^* - 1}{\eta_K^*}, \quad \text{где } e_K^* = \pi_K^{*\frac{k-1}{k}}.$$

Полная температура воздуха на выходе из компрессора

$$T_K^* = T_B^* \tau_K^*.$$

Полное давление газа на входе в турбину

$$p_T^* = \sigma_{к,с} p_K^*,$$

где $\sigma_{к,с}$ - коэффициент сохранения полного давления в камере сгорания.

Полная температура газа на входе в турбину

$$T_T^* = T_{г,р}^*.$$

Расход газа через турбину компрессора

$$G_T = G_B - G_{отб} - G_{охл} + G_T$$

или

$$G_T = G_B(1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_T),$$

где g_T – отношение секундного расхода топлива к расходу воздуха на входе в камеру сгорания, т.е.

$$g_T = \frac{G_T}{G_B(1 - g_{отб} - g_{охл})} = \frac{c_{п}(T_T^* - T_K^*)}{\eta_T H_u},$$

где $c_{п} = (0,883 + 0,000209 \cdot (T_T^* + 0,48T_K^*))$, кДж/(кг·К) – условная теплоёмкость процесса подвода теплоты в камере сгорания [3].

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

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

В то же время $L_{TK} = c_{pT} T_T^* (1 - 1/e_{TK}^*) \eta_{TK}^*$, где $e_{TK}^* = \pi_{TK}^* \frac{k_T - 1}{k_T}$.

Из этого выражения следует, что

$$e_{TK}^* = 1 / \left(1 - \frac{L_{TK}}{c_{pT} \eta_{TK}^* T_T^*} \right),$$

Тогда степень понижения давления газа в турбине компрессора

$$\pi_{TK}^* = e_{TK}^* \frac{k_T}{k_T - 1}.$$

Полное давление газа на входе в свободную турбину

$$p_{T.TK}^* = p_T^* / \pi_{TK}^*.$$

Полная температура газа на выходе из турбины компрессора без учёта подмешивания к нему охлаждающего эту турбину воздуха. Предполагается, что отбор охлаждающего воздуха производится за компрессором

$$T_{T.TK}^* = T_T^* - \frac{L_{TK}}{\frac{k_T}{k_T - 1} R_T}.$$

Полная температура газа на выходе из турбины компрессора с учётом подмешивания к нему охлаждающего эту турбину воздуха

$$T_{T.TK}^* = \frac{g_T \cdot c_{pT} \cdot T_{T.TK}^* + g_{охл} \cdot c_p \cdot T_K^*}{c_{p,см} \cdot g_{см}},$$

где теплоёмкость смеси газа охлаждающего воздуха

$$c_{p,см} = (g_T \cdot c_{pT} + g_{охл} \cdot c_p) / (g_T + g_{охл}).$$

Здесь c_{pT} – теплоёмкость газа, c_p – теплоёмкость воздуха, $g_T = (1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_T)$ – массовая доля газа, $g_{охл}$ – массовая доля охлаждающего воздуха, а $g_{см} = g_T + g_{охл}$ – массовая доля смеси газа и охлаждающего воздуха.

Степень понижения давления газа в свободной турбине

$$\pi_{CT} = p_{T.TK}^* / p, \quad e_{CT} = \pi_{CT} \frac{k_T - 1}{k_T}$$

Работа свободной турбины

$$L_{CT} = c_{pT} T_{T.TK}^* \left(1 - 1/e_{CT} \right) \eta_{CT},$$

где $\eta_{ст}$ – мощностной КПД свободной турбины, значение которого задано в исходных данных.

Соотношение расходов газа через свободную турбину и воздуха через компрессор

$$\bar{G}_Г = \frac{G_Г}{G_В} = g_{см} = [(1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_Г)] + g_{охл}.$$

Параметры двигателя на расчетном режиме

Степень повышения давления в газогенераторе

$$\pi_{ГГ}^* = p_{Г.ТК}^*/p_В^*.$$

Степень подогрева рабочего тела в газогенераторе

$$\tau_{ГГ}^* = T_{Г.ТК}^*/T_В^*.$$

Степень повышения температуры в газогенераторе

$$\Delta_{ГГ}^* = T_Г^*/T_В^*.$$

Потребный расход воздуха $G_В = \frac{1000 N_e}{L_{ст} \bar{G}_Г}$, кг/с.

Часовой расход топлива $G_{Г.ч} = 3600 G_В (1 - g_{отб} - g_{охл}) g_Г$, кг/ч.

Удельный расход топлива $C_e = G_{Г.ч}/N_e$, кг/(кВт·ч).

Приведенный расход воздуха

$$G_{В.пр} = G_В \frac{101300}{p_В^*} \sqrt{\frac{T_В^*}{288}}.$$

Приведенный часовой расход топлива

$$G_{Г.ч.пр} = G_{Г.ч} \frac{101300}{p_В^*} \sqrt{\frac{288}{T_В^*}}.$$

Кроме того, должна быть определена **приведенная мощность двигателя при адиабатном расширении газа в свободной турбине** («адиабатная» мощность) $N_{ад.пр}$ (этот параметр необходим для последующих расчетов). Если расширение газа в СТ происходило бы без гидравлических потерь (т.е. по адиабате), а потеря с выходной скоростью не было бы, то работа на её валу была бы равна адиабатной работе расширения газа в ней, т.е. (для однофазного ГТ)

$$L_{ст} = L_{ст.ад} = \frac{k_Г}{k_Г - 1} R_Г T_{Г.ТК}^* \left(1 - \frac{1}{e_{ст}}\right).$$

Соответственно, адиабатная мощность ТВаД равна

$$N_{ад} = G_Г L_{ст.ад} = N_e / \eta_{ст}.$$

Так как на подобных режимах $L_{ст.ад}$ пропорциональна $T_{Г.ТК}^*$ (т.е. пропорциональна T_H), а расход газа пропорционален расходу воздуха (т.е. пропорционален $p_В^*/\sqrt{T_В^*} = \sigma_{вх} p_H / \sqrt{T}$), то мощность двигателя на подобных режимах (так как $\sigma_{вх} = \text{const}$) пропорциональна $p_H \sqrt{T_H}$. И тогда адиабатная мощность, приведенная к стандартным атмосферным условиям **на входе в воздухозаборник двигателя**, на расчетном режиме будет равна

$$N_{ад.пр} = \frac{N_e}{\eta_{ст}} \frac{101300}{p_H} \sqrt{\frac{288}{T_H}},$$

где p и T_H – давление и температура атмосферы на высоте висения.

Для дальнейших расчётов необходимо рассчитать характеристику компрессора по одной из существующих методик [2, 6]. При этом следует учесть следующее.

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 ΔK_y на расчетном режиме, необходимый для обеспечения устойчивой работы компрессора на других режимах работы двигателя, обычно составляет 18 ... 20 %.

Глава 2. Расчёт характеристик газогенератора вертолётного ГТД

Газогенератором называется совокупность элементов ТВаД, включающая компрессор, камеру сгорания и турбину, вращающую компрессор.

Характеристикой газогенератора называется зависимость степени повышения давления в нем $\pi_{ГГ}^* = p_{т.тк}^*/p_B^*$, степени подогрева $\tau_{ГГ}^* = T_{т.тк}^*/T_B^*$ и степени повышения температуры в рабочем процессе газогенератора $\Delta T_{ГГ}^* = T_{ГГ}^*/T_B^*$, а также приведенного расхода воздуха через газогенератор $G_{в.пр}$ (или относительной плотности тока $q(\lambda)_B$) 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 одновального газогенератора

В отличие от газогенератора ТРД или ТРДД условие $\pi_t^* = \text{const}$ в турбине газогенератора ТВаД на пониженных режимах работы двигателя может не выполняться, что необходимо учитывать при расчёте его характеристик.

Условиями совместной работы компрессора и турбины в одновальном газогенераторе являются:

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

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

$$\frac{\pi_{К}^*}{q(\lambda_B)} = A \sqrt{\frac{T_{ГГ}^*}{T_B^*}} = A \sqrt{\Delta T_{ГГ}^*}, \quad \text{где } A \text{ — константа.} \quad (2.1)$$

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

$$L_{К} = c_p T_B^* \frac{e_{К}^* - 1}{\eta_{К}^*} = \text{const} \cdot L_{тк} = \text{const} c_{pr} T_{ГГ}^* \left(1 - \frac{1}{e_{ГГ}^*}\right) \eta_{тк}^*.$$

И тогда, пренебрегая небольшим изменением $\eta_{\text{ТК}}^*$, получим

$$\frac{e_{\text{К}}^* - 1}{\eta_{\text{К}}^*} = \text{const} \frac{T_{\text{Г}}^*}{T_{\text{В}}^*} \left(1 - \frac{1}{e_{\text{ТК}}^*} \right)$$

или с учетом уравнения (2.1)

$$\frac{\pi_{\text{К}}^*}{q(\lambda_{\text{В}})} \sqrt{1 - \frac{1}{e_{\text{ТК}}^*}} = C \sqrt{\frac{e_{\text{К}}^* - 1}{\eta_{\text{К}}^*}}.$$

Значит, из условий совместной работы элементов газогенератора вытекает, что

$$\frac{\pi_{\text{К}}^*}{q(\lambda_{\text{В}})} \sqrt{1 - \frac{1}{e_{\text{ТК}}^*}} / \sqrt{\frac{e_{\text{К}}^* - 1}{\eta_{\text{К}}^*}} = C. \quad (2.2)$$

При расчете характеристик газогенератора ТВаД необходимо учитывать, что при изменении режима работы двигателя значение $\pi_{\text{ТК}}^*$ и соответственно $(1 - 1/e_{\text{ТК}}^*)$ может изменяться вследствие того, что при снижении $\pi_{\text{СТ}}$ 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.

Расход газа через турбину

$$G_{\text{Г}} = m_{\text{Г}} \frac{p_{\text{Г}}^*}{\sqrt{T_{\text{Г}}^*}} F_{\text{С.а}} \sigma_{\text{С.а}} q(\lambda_{\text{С.а}}),$$

где $p_{\text{Г}}^*$ и $T_{\text{Г}}^*$ – давление и температура заторможенного потока на входе в данную турбину. Следовательно,

$$q(\lambda_{\text{С.а}}) = \frac{1}{m_{\text{Г}} F_{\text{С.а}} \sigma_{\text{С.а}}} \frac{G_{\text{Г}} \sqrt{T_{\text{Г}}^*}}{p_{\text{Г}}^*}.$$

Значение $\sigma_{\text{С.а}}$ близко к единице и весьма мало изменяется в широком диапазоне режимов работы турбины, и тогда $q(\lambda_{\text{С.а}}) = \text{const} \frac{G_{\text{Г}} \sqrt{T_{\text{Г}}^*}}{p_{\text{Г}}^*}$.

Параметр $\frac{G_{\text{Г}} \sqrt{T_{\text{Г}}^*}}{p_{\text{Г}}^*}$ в теории газовых турбин обозначается $G_{\text{З}}$ и называется параметром расхода. Следовательно, значение $q(\lambda_{\text{С.а}})$ в первой ступени свободной турбины (стоящей после однофазного ГГ) пропорционально параметру

$$G_{\text{З СТ}} = \frac{G_{\text{Г}} \sqrt{T_{\text{Г}}^*}}{p_{\text{Г}}^*}, \quad \text{т.е.} \quad q(\lambda_{\text{С.а}})_{\text{СТ}} = \text{const} \cdot G_{\text{З СТ}}.$$

Соответственно баланс расходов газа через турбину компрессора и свободную турбину можно записать в виде:

$$m_{\text{Г}} \frac{p_{\text{Г}}^*}{\sqrt{T_{\text{Г}}^*}} F_{\text{С.а.ТК}} q(\lambda_{\text{С.а}})_{\text{ТК}} (1 + a) = m_{\text{Г}} \frac{p_{\text{Т.ТК}}^*}{\sqrt{T_{\text{Т.ТК}}^*}} F_{\text{С.а.СТ}} \cdot \text{const} \cdot G_{\text{З СТ}},$$

где малая постоянная величина a учитывает возврат охлаждающего воздуха в проточную часть за ТК, а значение $q(\lambda_{\text{С.а}})_{\text{ТК}}$, как уже отмечалось, практически постоянно. Тогда из этого равенства следует, что

$$\frac{p_{\text{Г}}^*}{p_{\text{Т.ТК}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{Т.ТК}}^*}{T_{\text{Г}}^*}} = \text{const} G_{\text{З СТ}}.$$

Если учесть, что $\frac{T_{т.ТК}^*}{T_r^*} = \left(\frac{p_{т.ТК}^*}{p_r^*}\right)^{\frac{n-1}{n}}$, где n – показатель политропы расширения газа в турбине компрессора (в параметрах заторможенного потока), причем обычно $2n/(n+1) \approx 1,13$, то последнее равенство легко преобразовать к виду:

$$\pi_{ТК}^* = \frac{p_r^*}{p_{т.ТК}^*} = \text{const} \cdot (G_{zCT})^{\frac{2n}{n+1}} = \text{const} \cdot (G_{zCT})^{1,13},$$

откуда следует, что

$$\pi_{ТК}^* = \pi_{ТК,р}^* (\bar{G}_{zCT})^{1,13}, \quad (2.3)$$

где $\bar{G}_{zCT} = G_{zCT}/G_{zCT,р}$ – относительное (по отношению к расчетному) значение G_{zCT} .

Обобщение экспериментальных данных показало, что параметр \bar{G}_{zCT} зависит от степени изменения π_{CT} при переходе от одного режима её работы к другому, точнее от параметра $\chi = \frac{\pi_{CT}-1}{\pi_{CT,кр}-1}$, где $\pi_{CT,кр}$ – некоторое критическое значение π_{CT} , при превышении которого параметр G_{zCT} не изменяется (т.е. $\bar{G}_{zCT} = 1$).

Значения $\pi_{CT,кр}$ в зависимости от числа ступеней в свободной турбины представлены в таблице 2.1, а изменение \bar{G}_{zCT} при изменении параметра χ показано на рис. 2.1.

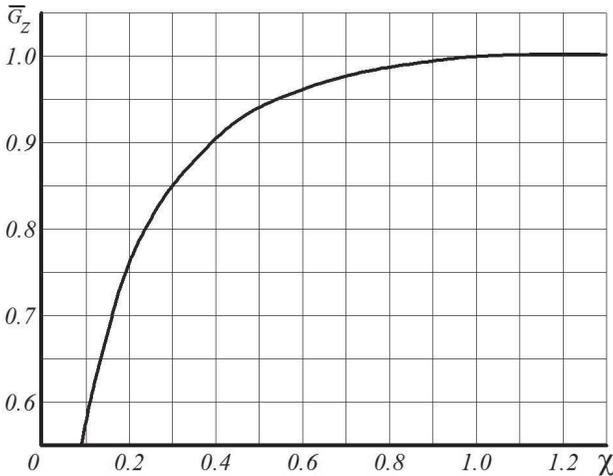


Рис. 2.1. Изменение параметра расхода \bar{G}_z свободной турбины при $\pi_{CT} \neq \pi_{CT,кр}$

Таблица 2.1. Значения $\pi_{CT,кр}$ в ТВаД

Число ступеней z_{CT} в свободной турбине	1	2	3	4
---	---	---	---	---

$\pi_{СТ,кр}$	1,9	2,4	2,8	3,1
---------------	-----	-----	-----	-----

С учетом сказанного положение рабочей точки на характеристике компрессора ТВаД с одновальным ГГ, например, при $\bar{n}_{ТКпр} = 0,95$ или при любом другом значении $\bar{n}_{ТКпр}$, может быть найдено в последовательности, представленной в табл. 2.2.

Таблица 2.2. Определение параметров одновального ГГ при $\bar{n}_{ТКпр} = 0,95$

Расчетные параметры:

$$\pi_{к,р}^* = \underline{\hspace{2cm}}; q(\lambda_{в})_р = \underline{\hspace{2cm}}; \eta_{к,р}^* = \underline{\hspace{2cm}}; \pi_{ТК,р}^* = \underline{\hspace{2cm}};$$

$$\pi_{СТ,р} = \underline{\hspace{2cm}}; z_{СТ} = \underline{\hspace{2cm}}; \pi_{СТ,кр} = \underline{\hspace{2cm}}; \sigma_{вх} = \underline{\hspace{2cm}}; \sigma_{к,с} = \underline{\hspace{2cm}};$$

$$C_0 = \frac{\pi_{к,р}^*}{q(\lambda_{в})_р} \sqrt{1 - \frac{1}{e_{ТК,р}^*}} / \sqrt{\frac{e_{к,р}^* - 1}{\eta_{к,р}^*}} = \underline{\hspace{2cm}}.$$

1	$q(\lambda_{в})$ при $\bar{n}_{ТК,пр} = 0,95$					
2	$\pi_{к}^*$ при $\bar{n}_{ТК,пр} = 0,95$					
3	$\eta_{к}^*$ при $\bar{n}_{ТК,пр} = 0,95$					
4	$\pi_{ТК1}^* = \pi_{ТК,р}^*$ (первое приближение)					
5	$\pi_{СТ1} = \sigma_{вх} \pi_{к}^* \sigma_{к,с} / \pi_{ТК1}^*$					
6	$\chi_1 = (\pi_{СТ1} - 1) / (\pi_{СТ,кр} - 1)$					
7	$\bar{G}_{zСТ1} = f(\chi_1)$ (определить по рис. 2.1)					
8	$\pi_{ТК2}^* = \pi_{ТК,р}^* (\bar{G}_{zСТ1})^{1,13}$ (второе приближение)					
9	$\pi_{СТ2} = \sigma_{вх} \pi_{к}^* \sigma_{к,с} / \pi_{ТК2}^*$					
10	$\chi_2 = (\pi_{СТ2} - 1) / (\pi_{СТ,кр} - 1)$					
11	$\bar{G}_{zСТ2} = f(\chi_2)$ (определить по рис. 2.1)					
12	$\pi_{ТК3}^* = \pi_{ТК,р}^* (\bar{G}_{zСТ2})^{1,13}$ (третье приближение)					
13	$1 - 1/e_{ТК}^* = f(\pi_{ТК3}^*)$ (при $k = 1,33$)					
14	$e_{к}^* = (\pi_{к}^*)^{\frac{k-1}{k}}$ (при $k = 1,4$)					
15	$C = \frac{\pi_{к}^*}{q(\lambda_{в})} \sqrt{1 - \frac{1}{e_{ТК}^*}} / \sqrt{\frac{e_{к}^* - 1}{\eta_{к}^*}}$					

1. Сначала следует в заголовок таблицы 2.2 записать из результатов 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 (2.2) значение константы C (обозначим его C_0).

2. Из таблицы характеристики компрессора (см. табл. 2.3) при данном значении $\bar{n}_{\text{ТКпр}} = 0,95$ (или из рис. 2.2) в таблицу 2.2 записываются значения $q(\lambda_{\text{в}})$, $\pi_{\text{к}}^*$ и $\eta_{\text{к}}^*$ для нескольких точек на выбранной напорной кривой компрессора.

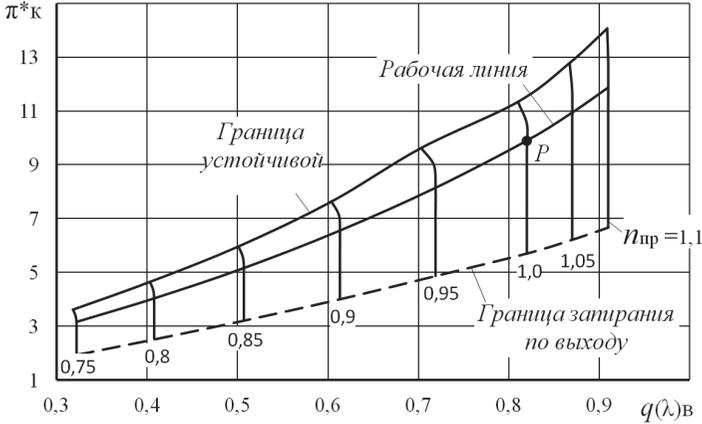


Рис. 2.2. Характеристика компрессора

Таблица 2.3. Характеристика компрессора в численном виде

$\bar{n}_{\text{пр}} = 0,75$							
$q(\lambda)_{\text{в}}$	0,318	0,321	0,322	0,322	0,322	0,322	0,322
$\pi_{\text{к}}^*$	3,623	3,377	3,095	2,807	2,52	2,233	1,945
$\eta_{\text{к}}^*$	0,745	0,73	0,702	0,665	0,616	0,552	0,471
$\bar{n}_{\text{пр}} = 0,8$							
$q(\lambda)_{\text{в}}$	0,403	0,407	0,408	0,408	0,408	0,408	0,408
$\pi_{\text{к}}^*$	4,653	4,336	3,978	3,614	3,249	2,885	2,521
$\eta_{\text{к}}^*$	0,798	0,787	0,767	0,739	0,701	0,651	0,586
$\bar{n}_{\text{пр}} = 0,85$							
$q(\lambda)_{\text{в}}$	0,501	0,506	0,507	0,507	0,507	0,507	0,507
$\pi_{\text{к}}^*$	5,971	5,56	5,096	4,625	4,155	3,584	3,213
$\eta_{\text{к}}^*$	0,835	0,828	0,812	0,79	0,761	0,72	0,666
$\bar{n}_{\text{пр}} = 0,9$							
$q(\lambda)_{\text{в}}$	0,604	0,612	0,613	0,613	0,613	0,613	0,613
$\pi_{\text{к}}^*$	7,639	7,116	6,5	5,875	5,251	4,627	4,003
$\eta_{\text{к}}^*$	0,852	0,852	0,839	0,821	0,796	0,761	0,713
$\bar{n}_{\text{пр}} = 0,95$							
$q(\lambda)_{\text{в}}$	0,703	0,717	0,719	0,719	0,719	0,719	0,719

$\pi^*_{\text{К}}$	9,627	9,002	8,189	7,358	6,526	5,695	4,864
$\eta^*_{\text{К}}$	0,848	0,856	0,846	0,83	0,808	0,776	0,731

Таблица 2.3 (Продолжение)

$\bar{n}_{\text{пр}} = 1,0$							
$q(\lambda)_{\text{В}}$	0,81	0,82	0,82	0,82	0,82	0,82	0,82
$\pi^*_{\text{К}}$	11,341	10,52	9,556	8,591	7,627	6,662	5,698
$\eta^*_{\text{К}}$	0,843	0,846	8,836	0,82	0,799	0,769	0,728
$\bar{n}_{\text{пр}} = 1,05$							
$q(\lambda)_{\text{В}}$	0,867	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87
$\pi^*_{\text{К}}$	12,778	11,728	10,624	9,52	8,416	7,311	6,206
$\eta^*_{\text{К}}$	0,833	0,83	0,818	0,81	0,779	0,748	0,706
$\bar{n}_{\text{пр}} = 1,1$							
$q(\lambda)_{\text{В}}$	0,909	0,91	0,91	0,91	0,91	0,91	0,91
$\pi^*_{\text{К}}$	14,069	12,844	11,607	10,37	9,132	7,895	6,657
$\eta^*_{\text{К}}$	0,816	0,809	0,795	0,778	0,754	0,723	0,68

3. Полагая сначала (в первом приближении) $\pi^*_{\text{ТК}} = \pi^*_{\text{ТК,р}}$ (обозначим его $\pi^*_{\text{ТК1}}$) для каждой точки данной напорной кривой вычисляется значение $\pi_{\text{СТ}}$:

$$\pi_{\text{СТ1}} = \sigma_{\text{вх}} \pi^*_{\text{К}} \sigma_{\text{к.с}} / \pi^*_{\text{ТК1}}$$

4. Определяется значение параметра $\chi = \frac{\pi_{\text{СТ1}} - 1}{\pi_{\text{СТ,кр}} - 1}$ (где значение $\pi_{\text{СТ,кр}}$ определяется по таблице 2.1) и по рис. 2.1 определяется $\bar{G}_{\text{ЗСТ1}}$, по которому по формуле (2.3) находится уточненное значение $\pi^*_{\text{ТК}}$ (второе приближение), обозначенное в таблице 2.2 как $\pi^*_{\text{ТК2}}$.

5. По этому уточненному значению $\pi^*_{\text{ТК}}$ снова находится $\pi_{\text{СТ}}$ как

$$\pi_{\text{СТ2}} = \sigma_{\text{вх}} \pi^*_{\text{К}} \sigma_{\text{к.с}} / \pi^*_{\text{ТК2}}$$

6. Далее находится значение параметра χ и соответственно по рис. 2.1 определяется $\bar{G}_{\text{ЗСТ2}}$, по которому по формуле (2.3) снова находится значение $\pi^*_{\text{ТК}}$ (третье приближение), обозначенное в таблице 2.2 как $\pi^*_{\text{ТК3}}$.

Процесс таких итераций можно было бы продолжать, но при $\bar{n}_{\text{ТКпр}} = 0,95$ даже $\pi^*_{\text{ТК2}}$ обычно отличается от истинного значения $\pi^*_{\text{ТК}}$ (при этом $\bar{n}_{\text{ТКпр}}$) на доли процента.

7. По найденному таким путем значению $\pi^*_{\text{ТК}}$, отвечающему данному значению $\pi^*_{\text{К}}$, соответственно вычисляется значение $1 - 1/e^*_{\text{ТК}}$ и затем, в соответствии с формулой (2.2), значение константы C , отвечающей данной точке на напорной ветке характеристики компрессора.

По полученным таким образом значениям константы C для всех выбранных точек данной напорной кривой компрессора необходимо далее построить графики зависимости величины C и найденного в третьем приближении значения $\pi^*_{\text{ТК}}$ (т.е. $\pi^*_{\text{ТК3}}$) от $\pi^*_{\text{К}}$ для данной напорной ветки (по типу рис. 2.3). Точка пересечения

кривой $C = f(\pi_k^*)$ с горизонталью $C = C_0$ (где C_0 – вычисленное ранее истинное значение константы C) даст возможность определить значение π_k^* в соответствующей рабочей точке компрессора, а по линии $\pi_{TK3}^* = f(\pi_k^*)$ следует определить соответствующее значение π_{TK}^* .

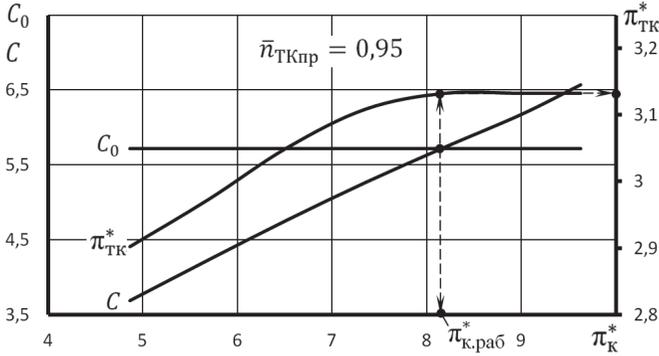


Рис. 2.3. К определению положения рабочей точки на напорной кривой компрессора

Соответствующие найденному π_k^* значения параметров газогенератора находятся далее следующим образом:

а) так как
$$\pi_{TK}^* = \frac{\pi_k^* \sigma_{к,с}}{\pi_{TK}^*},$$

то

$$\pi_{TK}^* = \pi_{TK,р}^* \cdot \frac{\pi_k^* \pi_{TK,р}^*}{\pi_{к,р}^* \pi_{TK3}^*}; \quad (2.4)$$

б) по характеристике компрессора определяется значение $q(\lambda_b)$, соответствующее найденному значению π_k^* (при данном $\bar{n}_{TKnp} = 0,95$), после чего значение Δ_{TK}^* определится из формулы (2.1), согласно которой

$$\Delta_{TK}^* = (\Delta_{TK,р}^*) \cdot \left(\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_b)} \right)^2 / \left(\frac{\pi_k}{q(\lambda_b)} \right)_p^2; \quad (2.5)$$

в) значение $\tau_{TK}^* = \frac{T_{TK}^*}{T_b^*} = \frac{T_{TK}^*}{T_b^*} \cdot \frac{T_{TK}^*}{T_r^*} = \Delta_{TK}^* \frac{T_{TK}^*}{T_r^*}$ определяется следующим образом:

так как $L_{TK} = c_{p,r}(T_r^* - T_{TK}^*)$, то $\frac{T_{TK}^*}{T_r^*} = 1 - \frac{L_{TK}}{c_{p,r} T_r^*}$

и тогда

$$\tau_{TK}^* = \Delta_{TK}^* \left(1 - \frac{L_{TK}}{c_{p,r} T_r^*} \right); \quad (2.6)$$

где $c_{p,r} = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r = 1158,3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \times \text{К}}$, а при $\eta_{TK}^* = \text{const}$

$$\frac{L_{TK}}{T_r^*} = \left(\frac{L_{TK}}{T_r^*} \right)_p \cdot \frac{1 - 1/e_{TK}^*}{1 - 1/e_{TK,р}^*}. \quad (2.7)$$

Как уже отмечалось выше, положение рабочей точки на характеристике компрессора ТВаД при любом другом значении \bar{n}_{TKnp} , может быть найдено

аналогично в последовательности, представленной в табл. 2.2. Совокупность этих точек представляет собой рабочую линию компрессора (рис. 2.2).

Полученные таким образом характеристики газогенератора представлены на рис. 2.4 ... 2.6.

Значения $G_{тч.пр}$ и $N_{ад.пр}$ при различных значениях $n_{пр}$ рассчитываются так же, как и при проведении термодинамического расчёта двигателя, а $q(\lambda)_в$ определяются вдоль рабочей линии компрессора.

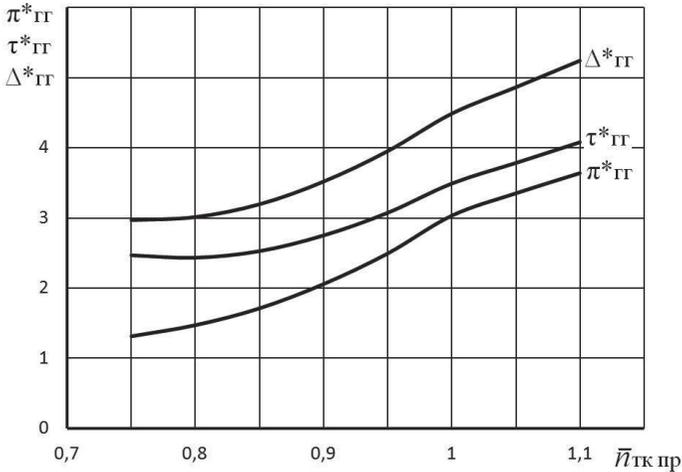


Рис. 2.4. Характеристики газогенератора

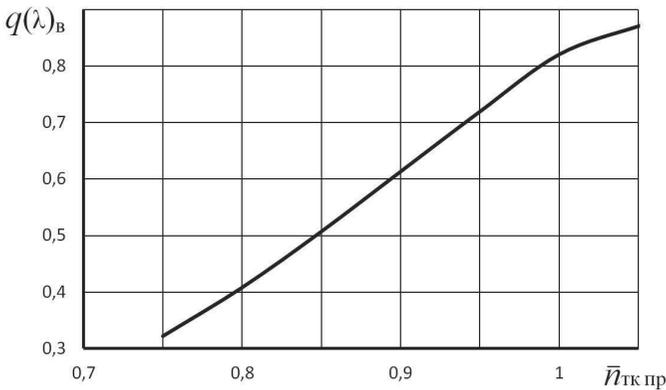


Рис. 2.6. Характеристики газогенератора

Глава 3. Построение линии предельных режимов и формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

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 поддерживается (автоматикой двигателя) 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 двигателя должна автоматически ограничивать максимально допустимые режимы работы всех его элементов, чтобы не допустить их повреждения в эксплуатации. Для формирования соответствующей программы управления двигателя 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.

3.1. Построение линии предельных режимов работы двигателя

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

Для ТВаД это прежде всего такие же ограничения, как и для ТРД или ТРДД, а именно ограничения:

- а) по прочности его ротора компрессора – n_{\max} ;
- б) по жаропрочности лопаток турбины – $T_{г\max}^*$;
- в) по газодинамической устойчивости – $n_{\text{пр max}}$ (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_B^* (практически равной для ТВаД температуре атмосферы) может быть вызвано как изменением высоты полёта, так и погодными (климатическими) условиями. **Повышение** T_B^* при поддержании $n_{TK} = n_{TK\max} = \text{const}$ может стать причиной недопустимого превышения значения $T_{г\max}^*$. Но развиваемая двигателем мощность при этом будет только падать.

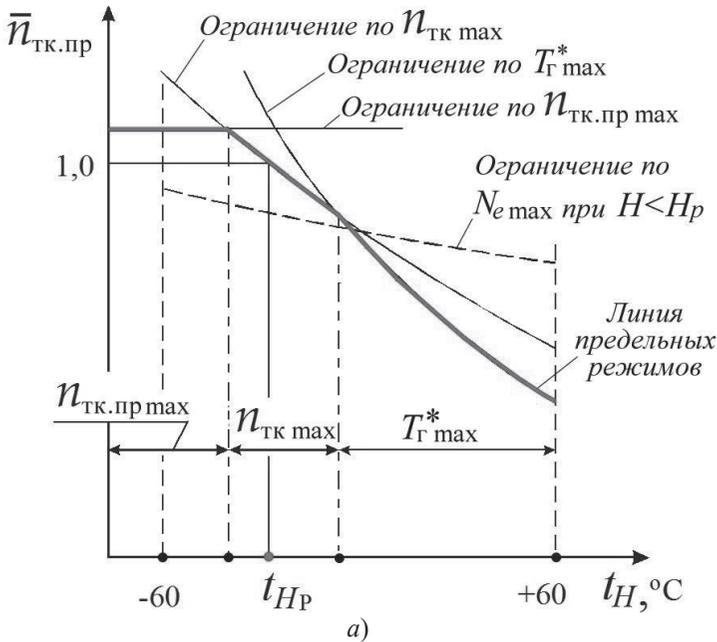
Причиной превышения максимально допустимой мощности двигателя может стать только **снижение** температуры атмосферы или значительное повышение атмосферного давления. Но такое повышение p_H практически наблю-

дается только у так называемых «высотных» ТВаД, рассчитанных на обеспечение возможности висения вертолёта с полной нагрузкой на значительной высоте.

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 *барометрических* высот – равной и меньших расчетной высоты висения.

На рис. 3.1, а показан пример линии предельных режимов работы ТВаД с одновальным газогенератором с изображением всех линий, соответствующих перечисленным выше ограничениям. Как видно, все эти линии могут пересекаться, образуя отдельные участки, на каждом из которых действует одно из ограничений. Однако в реальных ТВаД не все эти линии могут пересекаться, так как их расположение зависит от сочетания значений ограничиваемых параметров (рис. 3.1, б).



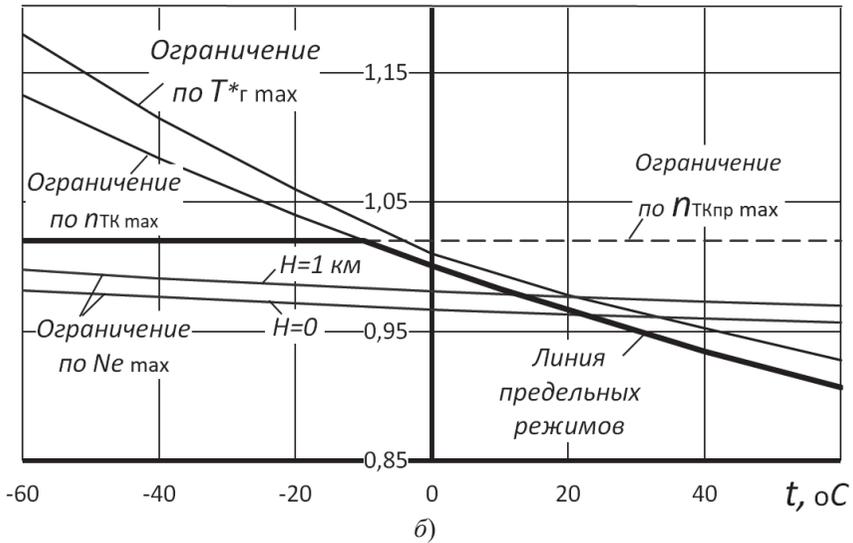


Рис. 3.1. Варианты линий предельных режимов работы ТВаД с одновальным газогенератором

Расчет и построение линии предельных режимов работы ТВаД с **одновальным газогенератором** может быть выполнен в следующем порядке.

1. В подзаголовок таблицы типа таблицы 3.1 записываются расчетная высота висения, температура воздуха на этой высоте и принятые эксплуатационные ограничения, причем, обычно расчетное значение частоты вращения компрессора является и максимально допустимым (т.е. $\bar{n} = 100\%$). Для удобства последующих расчетов следует записать также расчетное значение $\tau_{гр}^*$, найденное при термодинамическом расчете двигателя.

Таблица 3.1. Расчет линии предельных режимов работы ТВаД с одновальным газогенератором

$$H_p = \text{_____ м}; \quad T_{p} = T_{в.p}^* = \text{_____ К}; \quad \bar{n}_{ТКmax} = \text{_____ \%};$$

$$\bar{n}_{ТК.пр max} = \text{_____ \%}; \quad T_{грmax}^* = \text{_____ К}; \quad N_{e max} = \text{_____ кВт};$$

$$\tau_{гр.p}^* = \text{_____}.$$

1	$t, ^\circ\text{C}$	-60	-30	t_{H_p}	0	+20	+40	+60
2	$T_{в}^* = t + 273, \text{ К}$							

1) Значения $\bar{n}_{ТК.пр}$, соответствующие $\bar{n}_{ТК} = \bar{n}_{ТКmax}$

3	$\bar{n}_{ТК.пр1} = \bar{n}_{ТКmax} \sqrt{T_p/T_{в}^*}$							
---	---	--	--	--	--	--	--	--

2) Значения $\bar{n}_{\text{ТК.пр}}$, соответствующие $T_{\text{Гmax}}^*$

4	$\Delta_{\text{ГГ}}^* = T_{\text{Гmax}}^*/T_{\text{В}}^*$							
5	$\bar{n}_{\text{ТК.пр}2} = f(\Delta_{\text{ГГ}}^*)$ – определить по характеристике ГГ (рис. 2.4)							

3) Значения $\bar{n}_{\text{ТК.пр}}$, соответствующие $N_{e\text{max}}$ при $p_{\text{H}} \geq p_{\text{p}}$
 $H = \text{_____ км}; p = \text{_____ Па}; \pi_{\text{СТ.р}} = \text{_____};$
 $\eta_{\text{СТ.р}} = \text{_____}; \sigma_{\text{вх}} = \text{_____}.$

6	$N_{\text{ад.пр}1} = \frac{N_{e\text{max}}}{\eta_{\text{СТ.р}}} \frac{101300}{p} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{В}}^*}}$							
7	$\bar{n}_{\text{ТК.пр}3}$ (первое приближение) – определить по графику $N_{\text{ад.пр}} = f(\bar{n}_{\text{ТК.пр}})$							
8	$\pi_{\text{ГГ}}^* = f(\bar{n}_{\text{ТК.пр}3})$ – определить по характеристике ГГ							
9	$\tau_{\text{ГГ}}^* = f(\bar{n}_{\text{ТК.пр}3})$ – определить по характеристике ГГ							
10	$\pi_{\text{СТ}} = \pi_{\text{ГГ}}^* \sigma_{\text{вх}}$							
11	$\bar{\pi}_{\text{СТ}} = \pi_{\text{СТ}}/\pi_{\text{СТ.р}}$							
12	$\bar{\lambda}_{\text{иСТ}} = \sqrt{\frac{T_{\text{в.р}}^* \tau_{\text{ГГ.р}}^*}{T_{\text{В}}^* \tau_{\text{ГГ}}^*}}$							
13	$\bar{\eta}_{\text{СТ}}$ (определить по рис. 3.2 ниже)							
14	$N_{\text{ад.пр}2} = N_{\text{ад.пр}1}/\bar{\eta}_{\text{СТ}}$							
15	$\bar{n}_{\text{ТК.пр}3}$ (второе приближение) – по графику $N_{\text{ад.пр}} = f(\bar{n}_{\text{ТК.пр}})$							

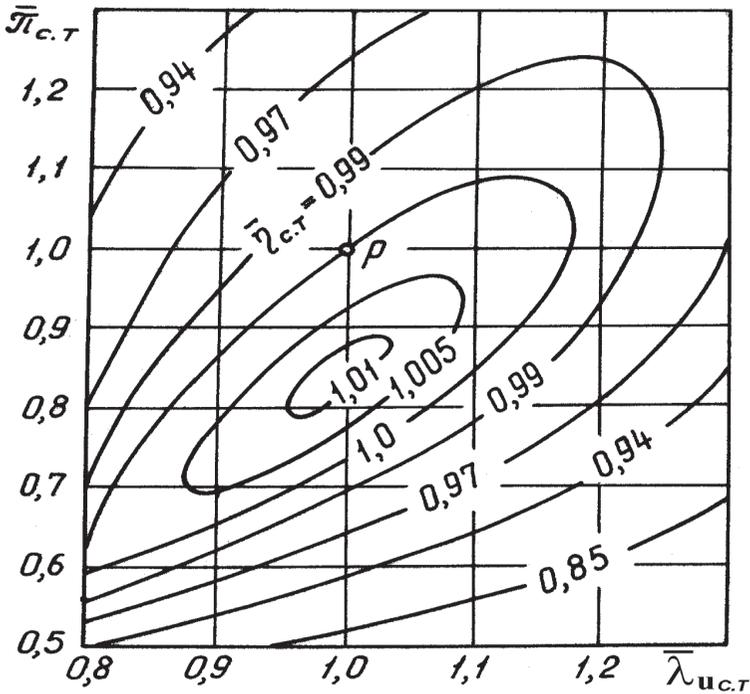


Рис. 3.2. Типовая характеристика свободной турбины

2. В первых двух строках таблицы записывается ряд значений температур атмосферного воздуха в градусах Цельсия (и соответственно в градусах Кельвина), для которых должны быть проведены расчеты, включая $t_{нр}$ (причем согласно существующим требованиям к ТВаД они должны охватывать диапазон от минус 60 °С до плюс 60 °С).

3. Для каждого из этих значений t (и соответственно T_B^*) находятся значения $\bar{n}_{ТК.пр}$, соответствующие ограничению $\bar{n}_{ТК} = \bar{n}_{ТК.маx}$. (Обозначим их $\bar{n}_{ТК.пр1}$).

Так как $n_{ТК.пр} = n_{ТК} \sqrt{288/T_B^*}$ и $n_{ТК.пр} = n_{ТК.р} \sqrt{288/T_{в.р}^*}$, то $\bar{n}_{ТК.пр} = \frac{n_{ТК.пр}}{n_{ТК.пр.р}} = \bar{n}_{ТК} \sqrt{\frac{T_{в.р}^*}{T_B^*}}$ и, следовательно, в данном случае

$$\bar{n}_{ТК.пр1} = \bar{n}_{ТК.маx} \sqrt{T_{в.р}^*/T_B^*},$$

где $T_{в.р}^* = T_p$ (строка 3 таблицы 3.1).

4. Далее находятся значения $\bar{n}_{ТК.пр}$, соответствующие $T_{Г.маx}^*$. (Обозначим их $\bar{n}_{ТК.пр2}$). Для этого нужно определить (для каждого T_B^*) значение $\Delta_{Г}^*$, соответствующее этой $T_{Г.маx}^*$, а затем по полученной ранее характеристике ПГ (рис.

2.4) определить соответствующее этому $\Delta_{\Gamma\Gamma}^*$ значение $\bar{n}_{\text{ТК.пр}2}$ (строка 5 таблицы 3.1).

5. По результатам этих расчетов строится график по типу рис 3.1, а, на котором изображаются две кривые, соответствующие каждому из рассмотренных ограничений, и добавляется к ним ещё и ограничение по запасу устойчивости компрессора ГГ в виде горизонтали, соответствующей $\bar{n}_{\text{ТК.пр}} = \bar{n}_{\text{ТК.пр max}}$. Так как при каждом значении t_H значение $\bar{n}_{\text{ТК.пр}}$ не должно превышать ограничиваемого ни по одной из этих кривых то их огибающая (жирная линия) и представляет собой **линию предельных режимов** работы одновального газогенератора данного ТВаД (без учета ограничений по мощности свободной турбины).

6. Порядок расчета влияния на предельные (максимально допустимые) значения $\bar{n}_{\text{ТК.пр}}$ ограничений по мощности двигателя для конкретной высоты H и соответствующему ей давлению p_H следующий.

Если бы мощностной КПД свободной турбины $\eta_{\text{СТ}}$ на всех её режимах оставался постоянным (равным расчетному), то значение её мощности при адиабатном расширении $N_{\text{ад}}$, соответствующее ограничению $N_{e \text{ max}}$ (обозначим её $N_{\text{ад}1}$), было бы равно $N_{\text{ад}1} = N_{e \text{ max}}/\eta_{\text{СТ.р}}$. Этому значению $N_{\text{ад}1}$ при каждом из рассматриваемых значений $T_{\text{в}}^*$ соответствует значение приведенной адиабатной мощности, равное

$$N_{\text{ад.пр}1} = N_{\text{ад}1} \frac{101300}{p_H} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}} = \frac{N_{e \text{ max}}}{\eta_{\text{СТ.р}}} \frac{101300}{p_H} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}}.$$

Если по графику $N_{\text{ад.пр}} = f(\bar{n}_{\text{ТК.пр}})$ (рис. 2.5) определить соответствующее значение $\bar{n}_{\text{ТК.пр}}$, то это будет **первое приближение** значения $\bar{n}_{\text{ТК.пр}3}$, отвечающее при данной $T_{\text{в}}^*$ и данном p_H ограничению $N_{e \text{ max}}$ (строка 7 в таблице 3.1).

Но КПД свободной турбины $\eta_{\text{СТ}}$ зависит от режима её работы. Поэтому далее надо уточнить значение КПД свободной турбины на режиме ограничения $N_{e \text{ max}}$. Это можно сделать, используя типовую характеристику свободной турбины, приведенную (в относительных координатах) на рис. 3.2.

Определив по характеристикам газогенератора значения $\pi_{\Gamma\Gamma}^*$ и $\tau_{\Gamma\Gamma}^*$ при найденном (в первом приближении) значении $\bar{n}_{\text{ТК.пр}3}$, необходимо затем провести следующие вычисления.

А). По значению $\pi_{\Gamma\Gamma}^*$ вычислить степень понижения давления в свободной турбине и её относительное значение $\bar{\pi}_{\text{СТ}}$.

Так как $\pi_{\text{СТ}} = p_{\text{т.ТК}}^*/p_H$, а $p_{\text{т.ТК}}^* = p_H \sigma_{\text{вх}} \pi_{\Gamma\Gamma}^*$, то $\pi_{\text{СТ}} = \pi_{\Gamma\Gamma}^* \sigma_{\text{вх}}$, что и определит значение $\bar{\pi}_{\text{СТ}} = \pi_{\text{СТ}}/\pi_{\text{СТ.р}}$.

Б). Учитывая, что на основных рабочих режимах частота вращения свободной турбины неизменна, определить относительное значение параметра

$$\lambda_{\text{иСТ}} = u_{\text{т.СТ}} / \sqrt{\frac{2k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} + 1} R_{\Gamma} T_{\text{т.ТК}}^*}$$

(где $T_{т.ТК}^*$ – температура газа на выходе из турбины компрессора, т.е. на входе в свободную турбину).

Так как $T_{т.ТК}^* = T_{в}^* \tau_{тГ}^*$, то (при $n_{СТ} = \text{const}$ и соответственно $u_{т.СТ} = \text{const}$)

$$\bar{\lambda}_{и СТ} = \frac{\lambda_{и СТ}}{\lambda_{и СТ,р}} = \sqrt{\frac{T_{в,р}^* \tau_{тГ,р}^*}{T_{в}^* \tau_{тГ}^*}}.$$

В). По найденным значениям $\bar{\pi}_{СТ}$ и $\bar{\lambda}_{и СТ}$, используя рис. 3.2, определить относительное значение мощностного КПД свободной турбины

$$\bar{\eta}_{СТ} = \eta_{СТ} / \eta_{СТ,р}.$$

Найденное значение $\bar{\eta}_{СТ}$ позволит уточнить значение $N_{ад, пр}$, соответствующее ограничению $N_{e \max}$:

$$N_{ад, пр 2} = N_{ад, пр 1} / \bar{\eta}_{СТ}.$$

Это позволит по графику $N_{ад, пр} = f(\bar{n}_{тК, пр})$ (рис. 2.5) более точно определить значение $\bar{n}_{тК, пр 3}$, отвечающее (при данной $T_{в}^*$) ограничению $N_{e \max}$ (**второе приближение**, строка 15 в таблице 3.1).

Процесс таких итераций можно было бы продолжить, но, учитывая приближенность любых инженерных расчетов, в данном случае следует обойтись вторым приближением, построив по полученным данным линию зависимости $\bar{n}_{тК, пр}$ от t для $N_e = N_{e \max}$ при данной высоте, меньшей расчётной (рис. 3.1).

3.2. Формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме

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

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

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 $T_{в}^*$, измеряется также давление на входе в компрессор $p_{в}^*$, а значение $n_{тК \max}$ корректируется (снижается с ростом $p_{в}^*$ и с уменьшением $T_{в}^*$) 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 $T_{в}^*$ 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. 3.3 показана примерная программа управления одновальным газогенератором ТВаД **по температуре** $t_B^* = t_H$ на максимальном режиме, учитывающая ограничения $n_{TK \max}$, $n_{TK \text{ пр } \max}$ и $T_{\Gamma \max}^*$. Она построена в соответствии с линией предельных режимов, изображенной ранее на рис. 3.1.

На 1-м участке этой программы при снижении температуры t_H атмосферного воздуха для обеспечения минимального запаса устойчивости компрессора ограничивается максимальное значение $n_{TK \text{ пр}}$, т.е.

$$n_{TK \text{ пр } \max} = n_{TK} \sqrt{288/T} = \text{const}.$$

Это производится путём автоматического снижения физических оборотов n_{TK} газогенератора.

Так как при $n_{TK \text{ пр } \max} = \text{const}$ газогенератор двигателя работает на подобных режимах, то все его критериальные параметры так же постоянны, поэтому

$$\Delta_{\Gamma}^* = T_{\Gamma}^*/T = \text{const}.$$

Отсюда следует, что температура газа перед турбиной при снижении t_H на этом участке снижается пропорционально t_H , т.е. $T_{\Gamma}^* = \text{const} \cdot T_H$.

На 2-м участке программы наступает ограничение по максимальному значению физических оборотов $n_{TK} = n_{TK \max} = \text{const}$ для обеспечения прочности ротора газогенератора. Поэтому при увеличении t на этом участке приведенные обороты ГГ $n_{TK \text{ пр}} = n_{TK \max} \sqrt{288/T}$ снижаются.

Ограничение максимального значения n_{TK} на этом участке при увеличении t_H производится путём снижения темпа нарастания температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* по сравнению с темпом её роста на 1-м участке.

На 3-м участке программы наступает ограничение по максимальному значению $T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \max}^* = \text{const}$ по соображениям жаропрочности лопаток турбины ГГ. Поэтому с ростом t мощности турбины компрессора не хватает для поддержания $n_{TK \max} = \text{const}$ и они снижаются. Это и вызывает ещё более интенсивное снижение $n_{TK \text{ пр}}$, чем на втором участке.

На эти программы 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 (для одновального ГГ) на рис. 3.4.

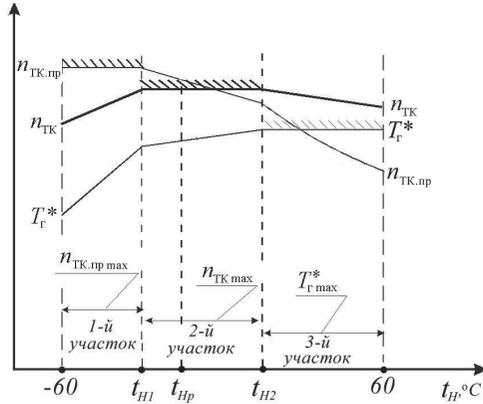


Рис.3.3. Программа управления одноцикловым ТВаД по t_H без учета ограничения N_e

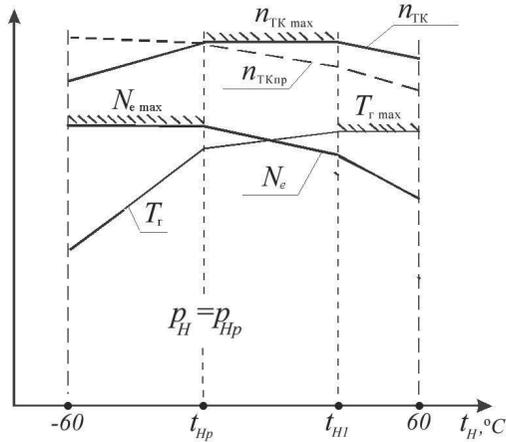


Рис. 3.4. Программа управления одноцикловым ТВаД по t_H с учетом ограничения N_e

Здесь в диапазоне t от -60°C до t_p поддерживается $N_e = N_{e \max}$, в диапазоне от t_{Hp} до t_{H1} — $n_{ТК} = n_{ТК \max}$, а в диапазоне от t_{H1} до $+60^{\circ}\text{C}$ — $T_{Г}^* = T_{Г \max}^*$.

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

В данном случае при снижении t_H , прежде, чем в газогенераторе могло бы наступить ограничение $n_{ТК.пр}$ по условиям газодинамической устойчивости, мощность двигателя достигает максимально допустимого значения, из-за чего

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 $n_{TKпр}$ по соображениям газодинамической устойчивости. Ограничение $n_{TKпр}$ по соображениям газодинамической устойчивости) при этом обычно не достигается.

Реализация такой программы системой автоматического управления двигателя может быть организована как при непосредственном измерении всех ограничиваемых параметров, так и косвенным путем.

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 с одновальным ГГ показан на рис. 3.5.

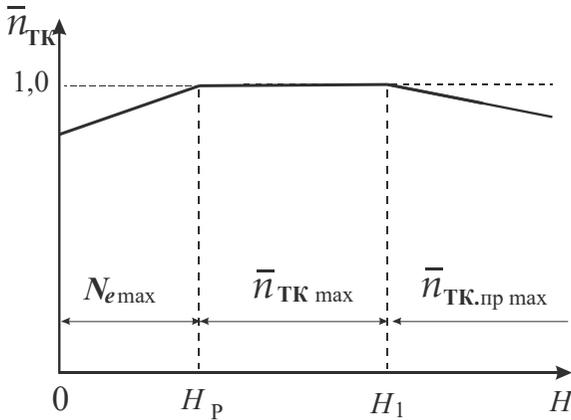


Рис. 3.5. Программа управления ТВаД с одновальным ГГ по высоте

На этом рисунке для упрощения показан только характер изменения \bar{n}_{TK} по высоте. Здесь принято, что максимально допустимая мощность двигателя равна расчетной.

На высотах, меньших расчетной, наступает ограничение $N_{e\max}$. Причина этого состоит в том, что в общем случае при $n_{TK} = \text{const}$ мощность ТВаД с **увеличением высоты** падает. Её снижение обусловлено тем, что из-за падения p_H уменьшается и $p_B^* = \sigma_{вх} p$. 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 $T_B^* \approx T$. Значение $q(\lambda_B)$ несколько возрастает вследствие роста $n_{TKпр} = n_{TK} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}$. 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 Δ в термодинамическом цикле двигателя.

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

При $H > H_p$ ограничения мощности двигателя нет. Температура газа T_{Γ}^* при $n_{TK} = \text{const}$ при этом обычно также несколько снижается (хотя и в меньшей мере, чем T). Поэтому с ростом высоты может возникнуть только ограничение $n_{TK,пр}$ при некоторой высоте (обозначенной на рис. 3.5 как H_1) по соображениям газодинамической устойчивости компрессора.

Программы управления конкретных ТВаД зависят от их расчётных параметров, значений ограничиваемых параметров и других данных и могут значительно отличаться от приведенных на рис. 3.3 ... 3.5. На рис. 3.6 и рис. 3.7 в качестве примера приведены программы управления ТВаД с исходными данными, указанными в начале этого раздела.

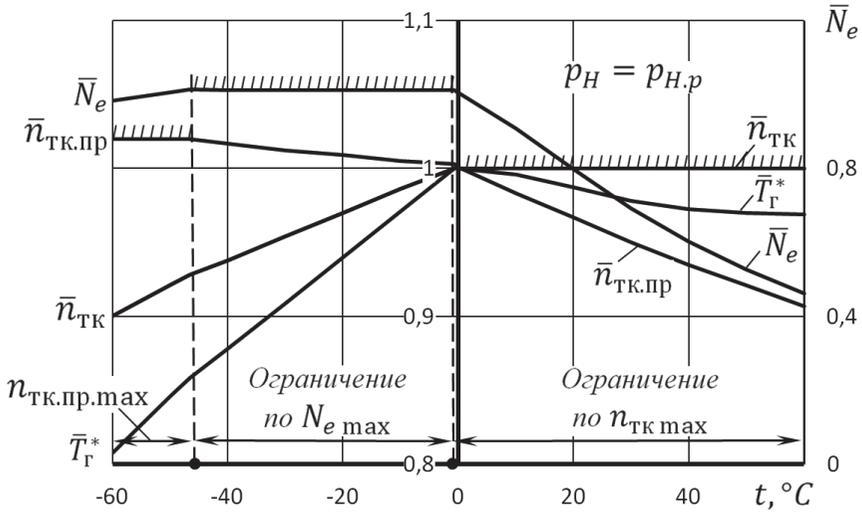


Рис. 3.6. Пример программы управления одновальным ТВаД по t_H с учетом ограничения N_e

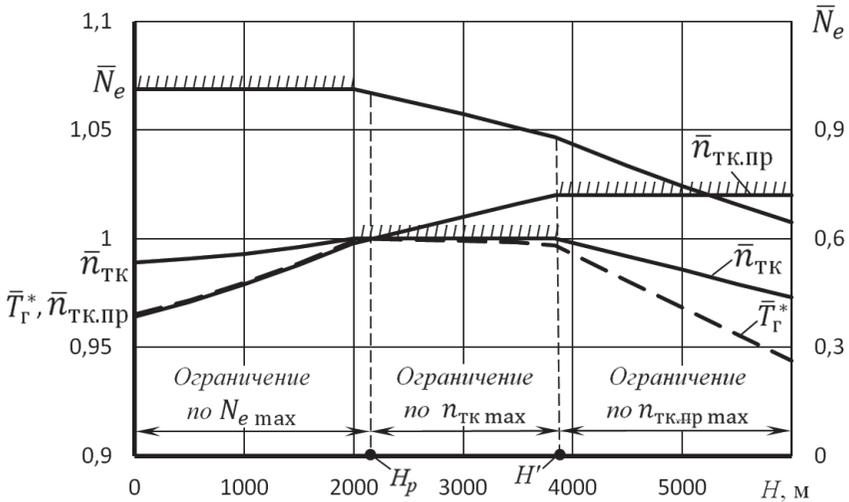


Рис. 3.7. Пример программы управления одновального ТВаД по высоте с учетом ограничения N_e

Глава 4. Расчёт эксплуатационных характеристик вертолётного ГТД

4.1. Типы эксплуатационных характеристик

Эксплуатационными характеристиками ТВаД 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. 4.1.

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 4.1.

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 поджога рабочего тела в цикле двигателя $\Delta = T_G^*/T_H$ существенно возрастает

(при снижении 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 на рис. 4.1), частота вращения ротора ГТ снижается (см. рис. 3.5), что ведет к снижению T_r^* и соответственно $\Delta = T_r^*/T$. В результате внутренний КПД цикла двигателя $\eta_{вн}$ снижается, а C_e возрастает, как показано на рис. 4.1, где штриховые линии в области $H < H_p$ – это значения N_e и C_e , которые имели бы место при отсутствии ограничения N_e .

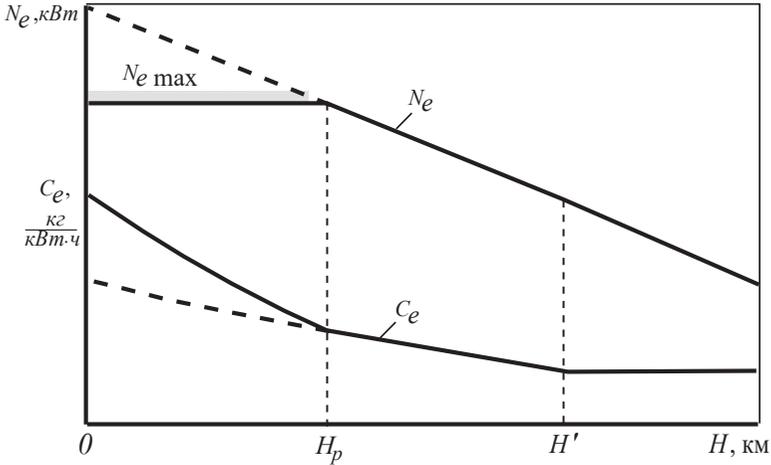


Рис. 4.1. Типовая высотная характеристика ТВаД

Если на высотах, превышающих некоторую H' (см. рис. 4.2), возникает ограничение приведенной частоты вращения компрессора по соображениям газодинамической устойчивости, то здесь $n_{тк.пр} = \text{const}$ и соответственно режимы работы ТВаД при увеличении высоты полёта остаются подобными. Следовательно, здесь $\Delta = T_r^*/T_H = \text{const}$ и соответственно $\eta_{вн} = \text{const}$. В результате C_e с ростом H более не снижается (остается неизменным), а N_e падает быстрее (пропорционально p_H) (рис. 4.3).

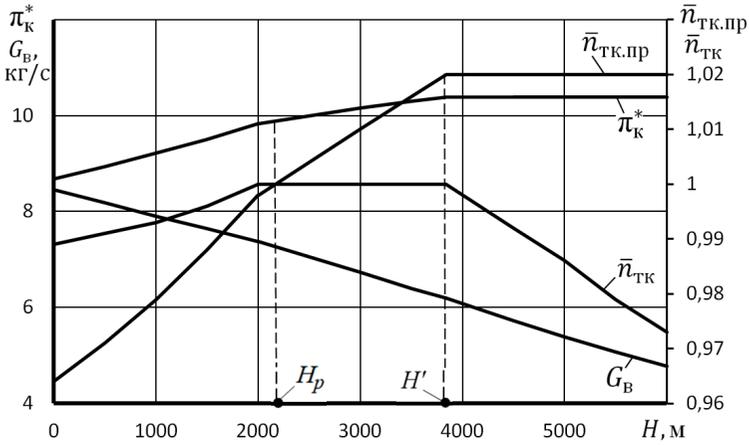
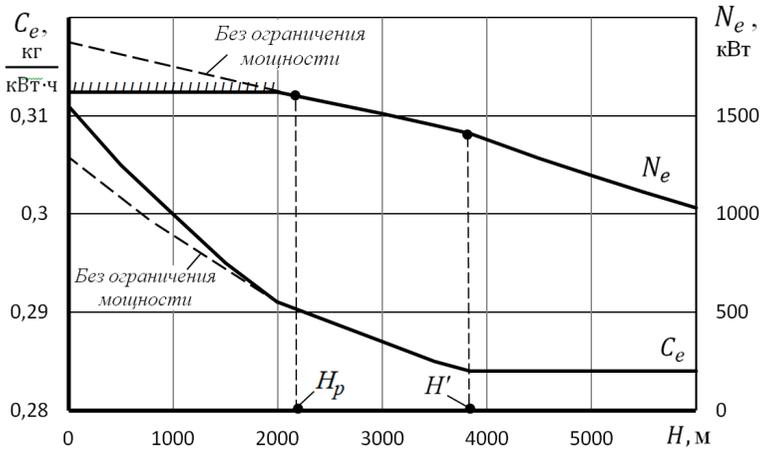


Рис. 4.2. Характер изменения параметров ТВаД по высоте

Рис. 4.3. Пример высотной характеристики ТВаД
($N_p=1600$ кВт, $N_{max}=1620$ кВт)

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).

Пример изменения параметров ТВаД при дросселировании представлен на рис. 4.4, а дроссельных характеристик для двух высот полёта – на рис. 4.5.

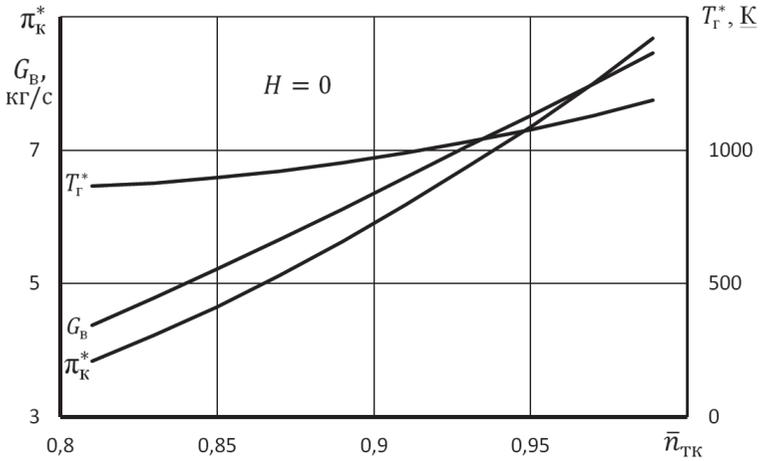


Рис. 4.4. Изменение параметров ТВаД при дросселировании

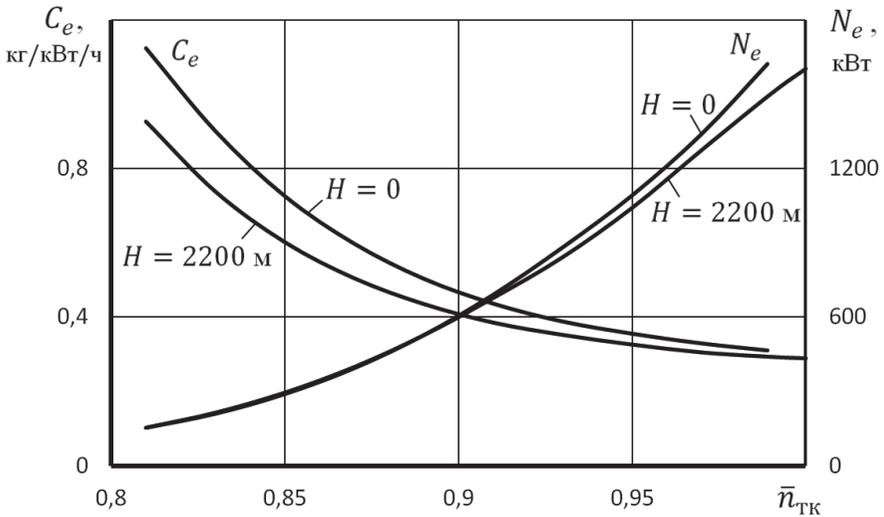


Рис. 4.5. Пример дроссельной характеристики ТВаД

При снижении частоты вращения ротора газогенератора удельный расход топлива возрастает из-за снижения $\Delta = T_T^*/T_H$ из-за снижения T_T^* и π_K^* (рис. 4.4) и обусловленного этим снижения η_{BH} , а мощность двигателя падает, как по этой же причине, так и вследствие снижения расхода воздуха (рис. 4.4).

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. 4.6 и рис. 4.7.

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 атмосферы (от -60°C до $+60^\circ\text{C}$). Отштрихованные линии на рис. 4.6 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.

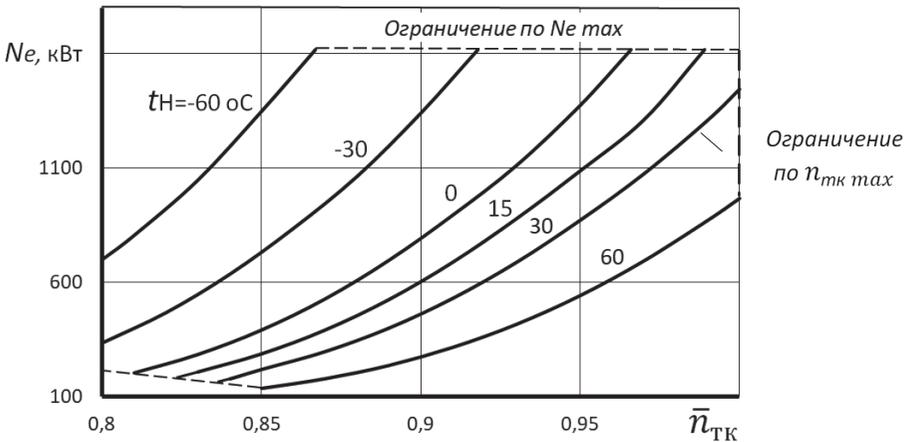


Рис. 4.6. Типовая климатическая характеристика ТВаД

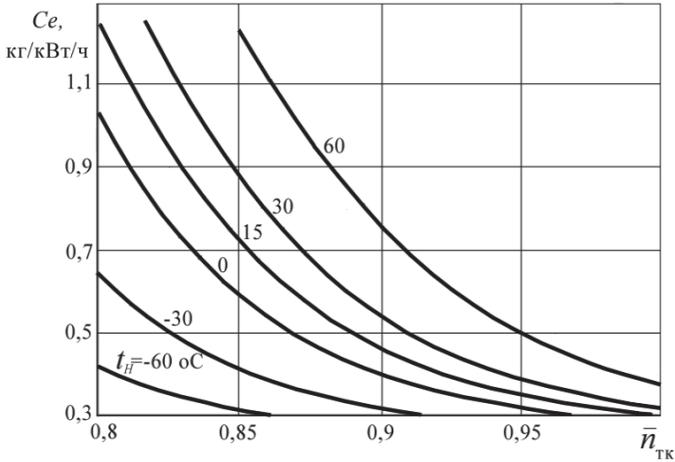


Рис. 4.7. Типовая климатическая характеристика ТВаД

4.2. Расчет дроссельной характеристики

Для расчета дроссельной характеристики ТВаД на заданной барометрической высоте полёта (т.е. при значениях p_H и T_H , соответствующих стандартным для этой высоты) необходимо сначала по программе управления двигателя по высоте полёта определить значение максимальной частоты вращения ротора двигателя \bar{n}_{TKmax} на данной высоте. Затем необходимо задаться несколькими значениями $\bar{n}_{TK} \leq \bar{n}_{TKmax}$ и для каждого из них определить соответствующее значение $\bar{n}_{TK,пр}$. Расчеты удобно вести по таблице, типа таблицы 4.1, составленной применительно ТВаД с одновальным ГГ. В первом столбце следует записать значение \bar{n}_{TKmax} , а во втором – значение, на 5 ... 10% более низкое.

Далее необходимо определить соответствующие этим частотам вращения значения $\bar{n}_{TK,пр} = \bar{n}_{TK} \sqrt{288/T^*}$.

Затем по характеристикам газогенератора следует определить значения $\pi_{ГГ}^*$ и $\tau_{ГГ}^*$, а также $q(\lambda)_в$ и $G_{т.ч.пр}$ для каждого из этих $\bar{n}_{TK,пр}$.

С использованием этих данных вычисляются:

- $\pi_{СТ} = \sigma_{вх} \pi_{ГГ}^*$ и соответственно $1 - \frac{1}{e_{СТ}}$;
- $\bar{\pi}_{СТ} = \pi_{СТ} / \pi_{СТ,р}$;
- температура газа на входе в свободную турбину $T_{т,ТК}^* = T_B^* \tau_{ГГ}^*$;
- относительное значение параметра $\bar{\lambda}_{и СТ} = \frac{\lambda_{и СТ}}{\lambda_{и СТ,р}} = \sqrt{\frac{T_{в,р}^* \tau_{ГГ,р}^*}{T_B^* \tau_{ГГ}^*}}$
(см. главу 3);
- относительное значение мощностного КПД свободной турбины

$\bar{\eta}_{CT} = f(\bar{\pi}_{CT}, \bar{\lambda}_{uCT})$ (по рис. 3.2) и соответственно $\eta_{CT} = \bar{\eta}_{CT} \eta_{CT,p}$.

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

1) работу свободной турбины $L_{CT} = \frac{k_r}{k_r - 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma,TK}^* \left(1 - \frac{1}{e_{CT}}\right) \eta_{CT}$;

2) расход воздуха через двигатель $G_B = 0,0404 \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}} F_B q(\lambda_B)$,

где $p_B^* = \sigma_{вх} p$;

3) мощность двигателя $N_e = G_B L_{CT} \bar{G}_{\Gamma} / 1000$, кВт,

где относительный расход газа через свободную турбину

$$\bar{G}_{\Gamma} = G_{\Gamma} / G_B$$

был определен в термодинамическом расчете;

4) часовой расход топлива $G_{T,ч} = G_{T,ч.пр} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}$;

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

Таблица 4.1. Расчет дроссельной характеристики ТВаД на $H = \underline{\hspace{2cm}}$ км

$T_{в,р}^* = T_{,р} = \underline{\hspace{2cm}}$ К; $T_B^* = T = \underline{\hspace{2cm}}$ К; $p = \underline{\hspace{2cm}}$ Па; $\bar{n}_{TK \max} = \underline{\hspace{2cm}}$.

1	\bar{n}_{TK}	$\bar{n}_{TK \max} =$			
2	$\bar{n}_{TK,пр} = \bar{n}_{TK} \sqrt{288/T_B^*}$				
3	$\pi_{\Gamma\Gamma}^*$ (определить по характеристике ГТ, рис. 2.4)				
4	$\tau_{\Gamma\Gamma}^*$ (определить по характеристике ГТ, рис. 2.4)				
5	$\Delta_{\Gamma\Gamma}^*$ (определить по характеристике ГТ, рис. 2.4)				
6	$q(\lambda_B)$ (определить по характеристике ГТ, рис. 2.6)				
7	$G_{T,ч.пр}$ (определить по характеристике ГТ, рис. 2.5)				
8	$\pi_{CT} = \sigma_{вх} \pi_{\Gamma\Gamma}^*$				
9	$\bar{\pi}_{CT} = \pi_{CT} / \pi_{CT,p}$				
10	$T_{\Gamma}^* = T_B^* \Delta_{\Gamma\Gamma}^*$				
11	$T_{\Gamma,TK}^* = T_B^* \tau_{\Gamma\Gamma}^*$				
12	$\bar{\lambda}_{uCT} = \frac{\lambda_{uCT}}{\lambda_{uCT,p}} = \sqrt{\frac{T_{\Gamma,TK,p}^*}{T_{\Gamma,TK}^*}}$				
13	$\bar{\eta}_{CT}$ (определить по рис. 3.2)				
14	$\eta_{CT} = \bar{\eta}_{CT} \eta_{CT,p}$				

15	$L_{CT} = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_{T.TK}^* \left(1 - \frac{1}{e_{CT}}\right) \eta_{CT}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$				
16	$p_B^* = \sigma_{BX} p$				
17	$G_B = 0,0404 \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}} F_B q(\lambda_B), \text{кг/с}$				
18	$N_e = G_B L_{CT} G_r / 1000, \text{кВт}$				
19	$G_{T.ч} = G_{T.ч.пр} \frac{p_B^*}{101300} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}, \text{кг/ч}$				
20	$C_e = G_{T.ч} / N_e, \text{кг/(кВт·ч)}$				

Раздел 6 . Определение основных размеров элементов проточной части ГТД и числа ступеней в его лопаточных машинах

6.1. Определение потребных площадей сечений проточной части двигателя

Площадь проточной части в каждом i -м сечении двигателя определяются по расходу воздуха (газа), который должен протекать через эти сечения на *расчетном* режиме, по следующей формуле:

$$F_i = G_i \frac{\sqrt{T_i^*}}{m_i p_i^* q(\lambda_i)}.$$

Примечание. Ниже изложен порядок определения основных размеров элементов проточной части ТРДД. Однако он применим и для одноконтурных ТРД, а также ТВаД, если при этом принять значение степени двухконтурности t равной нулю.

В ТРДД через КНД проходит весь воздух G_B , а на вход в КВД поступает только его часть

$$G_1 = G_B / (1+m),$$

где m – степень двухконтурности двигателя.

За КВД часть воздуха отбирается на самолетные нужды и на охлаждение турбины. Поэтому расход воздуха за КВД

$$G_K = G_B (1 - g_{отб} - g_{охл}) / (1 + m).$$

При определении площадей сечений проточной части, расположенных за камерой сгорания, необходимо учесть впрыск в поток топлива, поэтому

$$G_T = G_B (1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_T) / (1 + m).$$

В ТВД отобранный за КВД воздух используется для её охлаждения и при этом возвращается в поток за ТВД. Поэтому за ТВД расход газа равен

$$G_{ТВД} = G_B [(1 - g_{отб} - g_{охл})(1 + g_T) + g_{охл}] / (1 + m).$$

Распределение давлений p_i^* и температур T_i^* по тракту двигателя было определено в ходе его термодинамического расчета. Значения коэффициентов m_i равны:

- для воздуха $m_B = 0,0404$, (кг·К/Дж)^{0,5};
- для газа на входе в ТВД $m_{ТВД} = 0,0393$, (кг·К/Дж)^{0,5};
- для газа на входе в ТНД и дальше по потоку $m_{ТНД} = 0,0397$, (кг·К/Дж)^{0,5}.

Относительная плотность тока $q(\lambda)$ во входных и выходных сечениях КНД и КВД на расчетном режиме работы двигателя задается при определении их характеристик.

Относительная плотность тока на входе в канал наружного контура двигателя приблизительно может быть принята равной относительной плотности тока в выходном сечении КНД.

Приведенная скорость (число λ) на входе в первый сопловой аппарат ТВД обычно равна 0,35 ... 0,4, на выходе из ТВД – 0,45 ... 0,5.

Значение λ_r на выходе из ТНД, как правило, находится в пределах 0,5 ... 0,55, а значение λ_l на выходе из внутреннего контура ТРДДСм было задано в исходных данных.

Значение λ_{II} для ТРДДСм также было определено в ходе термодинамического расчета двигателя.

Соответствующие всем этим λ_i значения $q(\lambda_i)$ при тех значениях показателя адиабаты k , которые были указаны во введении, могут быть рассчитаны по следующей формуле:

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

Значение $q(\lambda)$ в критическом сечении сопла при принятых условиях расчета (степень понижения давления в сопле близка к критической или превышает её) равна единице.

6.2. Определение размеров проточной части и числа ступеней компрессора

Для выполненных конструкций ТРДД относительный диаметр втулки во входном сечении КНД $\bar{d}_{вт.в} = D_{вт.в} / D_{к.в}$, где $D_{вт.в}$ – диаметр втулки, а $D_{к.в}$ – диаметр наружного корпуса на входе в КНД, обычно равен $\bar{d}_{вт.в} = 0,3 \dots 0,4$. Тогда диаметр корпуса, втулки, а также средний диаметр первой ступени КНД соответственно равны

$$D_k = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-\bar{d}_{вт.в}^2)}}; \quad D_{вт} = \bar{d}_{вт.в} D_k; \quad D_{cp} = \sqrt{\frac{D_k^2 + D_{вт}^2}{2}}.$$

Для дальнейших расчетов необходимо выбрать форму проточной части КНД, например, с постоянным диаметром внешнего корпуса, т.е. с $D_k = \text{const}$, или с постоянным средним диаметром, т.е. с $D_{cp} = \text{const}$.

Закон профилирования проточной части КНД с $D_{вт} = \text{const}$ практически не применяется. При схеме $D_k = \text{const}$ средние диаметральные размеры ступеней компрессора получаются наибольшими. Значит, большей оказывается величина окружной скорости на среднем диаметре и величина работы, подводимой к воздуху. Это приводит к уменьшению требуемого количества ступеней компрессора. Но схема $D_{cp} = \text{const}$ позволяет более компактно разместить на корпусе компрессора агрегаты двигателя.

В зависимости от выбранной формы проточной части КНД геометрические размеры в его выходном сечении следует определить по одной из следующих групп формул.

$$\text{При } D_k = \text{const}: \quad D_{вт} = \sqrt{D_k^2 - \frac{4F_k}{\pi}}; \quad D_{cp} = \sqrt{\frac{D_k^2 + D_{вт}^2}{2}}.$$

$$\text{При } D_{cp} = \text{const}: \quad D_{вт} = \sqrt{D_{cp}^2 - \frac{4F_k}{\pi}}; \quad D_k = \sqrt{D_{вт}^2 + \frac{4F_k}{\pi}}.$$

После определения диаметров втулки и корпуса в характерных сечениях КНД определяется высота лопаток в этих сечениях

$$h_i = 0,5(D_{ki} - D_{vti})$$

и частота вращения КНД в об/мин

$$n = \frac{60u_k}{\pi D_k}.$$

Окружная скорость u_k лопаток первой ступени каждого каскада компрессора задаётся при определении характеристик этих каскадов.

Число ступеней КНД определяется из соотношения

$$z = \frac{L_k}{\mu_k u_{ср.к}^2},$$

где: μ_k – средний коэффициент нагрузки ступеней компрессора, принятый при расчете его характеристик (см. результаты термодинамического расчета двигателя и расчета характеристик каскадов его компрессора);

$u_{ср.к}$ – среднее значение окружной скорости на средних радиусах его ступеней, которое может быть оценено как

$$u_{ср.к} = 0,5\pi n(D_{ср.в} + D_{ср.к})/60.$$

Найденное значение z должно быть округлено до целого числа (преимущественно в большую сторону) с последующим уточнением среднего коэффициента нагрузки ступеней компрессора μ_k .

Для определения длины КНД рассчитывается средняя высота лопаток каскада по формуле

$$h_{ср} = 0,5(h_v + h_k),$$

где h_v, h_k – высоты лопаток на входе и на выходе из КНД.

Осевой размер КНД определяется по формуле:

$$L_{ос.кнд} = 2z h_{ср} / \bar{h},$$

где $\bar{h} = h/b$ – среднее удлинение лопаток каскада, а b – хорда лопатки. По статистике для КНД – $\bar{h} = 2,5 \dots 3,5$.

Для расчета размеров проточной части КВД необходимо выбрать относительный диаметр втулки его первой ступени $\bar{d}_{вт.вВД} = D_{вт.вВД}/D_{к.вВД}$. По статистике для ТРДДсм с малой степенью двухконтурности ($m < 1$) $\bar{d}_{вт.вВД} = 0,65 \dots 0,7$, для ТРДДсм со средней степенью двухконтурности ($2 < m < 4$) $\bar{d}_{вт.вВД} = 0,5 \dots 0,55$, а для ТРДДсм с высокой степенью двухконтурности ($m > 5$) $\bar{d}_{вт.вВД} = 0,4 \dots 0,45$.

Затем необходимо выбрать форму проточной части КВД. Её также, как и в КНД, профилируют обычно по закону $D_k = \text{const}$ или $D_{ср} = \text{const}$. Геометрические размеры КВД рассчитываются по тем же формулам, что и для расчета размеров КНД, причем по статистике среднее удлинение лопаток КВД обычно равно $\bar{h} = 1,5 \dots 2,5$.

Если оказалось, что $h_k < 15$ мм, то КПД компрессора может получиться пониженным. В этом случае рекомендуется уменьшить $\bar{d}_{вт.вВД}$ (но не ниже значения $\bar{d}_{вт} \approx 0,4$, так как иначе трудно разместить замки рабочих лопаток ком-

прессора) или принять закон профилирования проточной части $D_{вт} = \text{const}$, который обеспечивает наибольшую длину лопаток на выходе из каскада.

Для схемы $D_{вт} = \text{const}$ используются следующие формулы:

$$D_k = \sqrt{D_{вт}^2 + \frac{4F_k}{\pi}}; \quad D_{ср} = \sqrt{\frac{D_k^2 + D_{вт}^2}{2}}.$$

6.3. Определение размеров проточной части и числа ступеней турбины

Число ступеней каждого каскада турбины определяется из соотношения

$$z = \frac{L_T}{\mu_T u_{ср.т}^2},$$

где: μ_T – средний коэффициент нагрузки ступеней каскада;

$u_{ср.т}$ – средняя окружная скорость на средних радиусах ступеней каскада;

L_T – работа каскада турбины, определенная в ходе термодинамического расчета двигателя.

Так как каждый каскад турбины находится на одном валу с вращаемым им каскадом компрессора, то их частоты вращения одинаковы ($n_{тнд} = n_{кнд}$, $n_{твд} = n_{квд}$). Если при этом равны и их средние радиусы (диаметры), то и $u_{ср.т} = u_{ср.к}$. В этом случае число ступеней каждого каскада турбины

$$z = \frac{L_T}{\mu_T u_{ср.к}^2}.$$

Но часто среднее значение средних диаметров ступеней, например, ТВД не равно среднему диаметру ступеней для соединённого с ней валом КВД. Это может быть учтено введением в последние формулы коэффициента $k_{тк} = u_{ср.т} / u_{ср.к}$. (По статистическим данным для КВД и ТВД этот коэффициент равен $k_{тк} = 1,0 \dots 1,3$). Тогда число ступеней каскада ТВД:

$$z = \frac{L_{ТВД}}{k_{тк}^2 \mu_T u_{ср.к}^2}.$$

Полученное значение z следует округлить до целого числа и определить соответствующее ему значение

$$\mu_T = \frac{L_{ТВД}}{k_{тк}^2 z u_{ср.к}^2}.$$

Если это значение μ_T окажется меньше, чем 1,2, или больше, чем 1,9, то расчет числа ступеней турбины необходимо выполнить заново, еще раз скорректировав $k_{тк}$ и z .

При определении размеров проточной части каскадов турбины следует иметь в виду, что средний диаметр турбины принято определять как среднее арифметическое радиусов втулки и корпуса. Соответственно, после определения, например, среднего диаметра проточной части ТВД как $D_{ср.ТВД} = k_{тк} D_{ср.КВД}$, высоты лопаток и диаметры втулки и корпуса в каждом i -м сечении ТВД определяются следующим образом:

$$h_i = F_i / (\pi D_{\text{ср.ТВД}}); \quad D_{\text{вт } i} = D_{\text{ср.ТВД}} - h_i; \quad D_{\text{к } i} = D_{\text{ср.ТВД}} + h_i.$$

Число ступеней и размеры проточной части ТНД определяются, в общем, аналогично. Но при этом следует учесть следующее.

а). Размеры проточной части на входе в ТНД, как правило, равны размерам проточной части на выходе из расположенного впереди каскада ТВД.

б). Средний диаметр проточной части ТНД связывается не со средним диаметром проточной части КНД, а с размерами ТВД. При этом у двигателей с малой степенью двухконтурности обычно $D_{\text{ср.ТНД}} \approx D_{\text{ср.ТВД}}$. Но в двигателях со средней и большой степенью двухконтурности для увеличения окружной скорости лопаток турбины (поскольку в этом случае $n_{\text{КНД}}$ существенно меньше $n_{\text{КВД}}$) средний диаметр проточной части ТНД приходится выбирать значительно (в 1,2 – 1,4 раза) большим, чем у расположенной впереди ТВД.

в). После выбора среднего диаметра проточной части ТНД значение $u_{\text{ср.Т}}$, необходимое для подстановки в формулу, для определения числа ступеней турбины

$$z = \frac{L_{\text{тТНД}}}{\mu_{\text{т}} u_{\text{ср.Т}}^2}$$

определяется как

$$u_{\text{ср.ТНД}} = u_{\text{к.КНД}} D_{\text{ср.ТНД}} / D_{\text{к.КНД}}.$$

Длина каждого из каскадов турбины определяется так же, как и для каскадов компрессора, т.е.

$$L_{\text{ос.ТВД}} = 2 z h_{\text{ср}} / \bar{h}, \quad L_{\text{ос.ТНД}} = 2 z h_{\text{ср}} / \bar{h},$$

где $\bar{h} = h/b$ – среднее удлинение лопаток каскада, b – хорда лопатки, $h_{\text{ср}} = 0,5(h_{\text{вх}} + h_{\text{вых}})$, а $h_{\text{вх}}$, $h_{\text{вых}}$ – высоты лопаток на входе и на выходе из ТВД или ТНД.

При этом для ТВД можно принять, $\bar{h} = 1,2 \dots 1,6$. Для ТНД в двигателях с малой степенью двухконтурности обычно $\bar{h} = 1,5 \dots 2$. А в двигателях с большой степенью двухконтурности удлинение лопаток ТНД может достигать $\bar{h} = 3 \dots 6$.

6.4. Определение размеров проточной части камеры сгорания и камеры смешения

Диаметральные размеры на входе в камеру сгорания равны диаметральным размерам на выходе из КВД, а диаметральные размеры на выходе из камеры сгорания равны диаметральным размерам на входе в ТВД.

Длина камеры сгорания принимается равной примерно 60% от среднего диаметра последней ступени КВД.

Длина камеры смешения принимается равной внешнему диаметру канала наружного контура на входе в неё.

Литература

1. Котовский В.Н., Вовк М.Ю. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции. Изд. «Перо», 2018.
2. Р.М. Федоров. Характеристики осевых компрессоров. – Воронеж.: Издательско-полиграфический центр «Научная книга», 2015.
3. Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров, В.Н. Котовский, А.С. Полев. Теория авиационных двигателей, ч.1 –М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2006.
4. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей, часть 2. / Под редакцией Ю.Н. Нечаева. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007.
5. Федоров Р.М., Мелик-Пашаев Н.И. Таблицы теплофизических величин и газодинамических функций. – М.: Воениздат, 1980.
6. Федоров Р.М. Приближенный расчет характеристик нерегулируемых осевых компрессоров. – М.: Журнал «Авиационная промышленность» №3-4, 1995.
7. Лещенко И.А., Федоров Р.М. Расчет параметров и характеристик вертолётных ГТД – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2010.
8. Федоров Р.М., Полев А.С., Дрыгин А.С. Расчет параметров и характеристик ТРДД и ТРДДФ– М.: Изд. ВАТУ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2011.
9. Котовский В.Н., Фёдоров Р.М. Расчёт параметров и характеристик авиационных ГТД – М.: Издательский дом Академии имени Н.Е. Жуковского, 2022.

Содержание

Введение	3
 Раздел 1 Расчет параметров и эксплуатационных характеристик одновальных ТРДФ	
Глава 1. Алгоритм термодинамического расчёта одновального ТРДФ	4
1.1. Исходные данные	4
1.2. Определение физических параметров рабочего тела	6
1.3. Алгоритм термодинамического расчёта одновального ТРДФ	7
Глава 2. Расчёт характеристики компрессора и построение рабочей линии на ней	11
2.1. Расчёт характеристики компрессора	11
2.2. Построение рабочей линии на характеристике компрессора	13
Глава 3. Определение параметров и характеристик газогенератора	15
3.1. Определение параметров газогенератора	15
3.2. Определение приведенного расхода воздуха и топлива в двигателе	16
3.3. Расчёт характеристик газогенератора	18
Глава 4. Построение линии предельных режимов и формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме	20
4.1. Построение линии предельных режимов работы двигателя	20
4.2. Формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме	22
Глава 5. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДФ	23
5.1. Виды эксплуатационных характеристик ТРДФ	23
5.2. Расчет скоростных характеристик ТРДФ	24
5.3. Расчет дроссельных характеристик ТРДФ	28

Раздел 2	
Расчет параметров и эксплуатационных характеристик двухвальных ТРДФ	34
Глава 1. Алгоритм термодинамического расчёта двухвальных ТРДФ	34
1.1. Исходные данные	34
1.2. Определение физических параметров рабочего тела	36
1.3. Алгоритм термодинамического расчёта двухвального ТРДФ	37
1.3.1. Алгоритм термодинамического расчёта двухвального ТРДФ на максимальном режиме	38
1.3.2. Алгоритм термодинамического расчёта двухвального ТРДФ на форсажном режиме	41
1.3.3. Параметры двухвального ТРДФ на расчётном режиме	42
Глава 2. Расчёт характеристики компрессора высокого давления и построение рабочей линии на ней	43
2.1. Расчёт характеристики компрессора высокого давления	43
2.2. Построение рабочей линии на характеристике компрессора высоко- го давления	45
Глава 3. Определение параметров и характеристик газогенератора	49
3.1. Определение параметров газогенератора	49
3.2. Характеристики газогенератора	50
Глава 4. Расчёт характеристики и построение рабочей линии на ха- рактеристике КНД	52
4.1. Расчёт характеристики КНД	52
4.2. Определение режимов совместной работы элементов турбоком- прессорного модуля ТРДФ. Построение рабочей линии на харак- теристике КНД	53
Глава 5. Определение параметров и характеристик турбокомпрес- сорного модуля	60
5.1. Определение параметров турбокомпрессорного модуля	60
5.2. Определение характеристик турбокомпрессорного модуля	63

Глава 6. Построение линии предельных режимов и формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме	65
6.1. Построение линии предельных режимов работы двигателя	65
6.2. Формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме	69
Глава 7. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДФ	71
7.1. Виды эксплуатационных характеристик ТРДФ	71
7.2. Расчет скоростных характеристик ТРДФ	72
7.3. Расчет дроссельных характеристик ТРДФ	78
Раздел 3	
Расчет параметров и эксплуатационных характеристик ТРДД со смешением потоков	
	83
Глава 1. Термодинамический расчет ТРДДсм	85
1.1. Исходные данные	85
1.2. Алгоритм термодинамического расчёта ТРДДсм	88
1.3. Определение оптимальной степени повышения давления в вентиляторе (компрессоре низкого давления) ТРДДсм	94
1.4. Выбор параметров каскадов компрессора и турбины	96
1.5. Определение параметров газогенератора и турбокомпрессорного модуля на расчётном режиме работы двигателя	100
Глава 2. Расчёт характеристик газогенератора и турбокомпрессорного модуля ТРДДсм	101
2.1. Построение рабочей линии на характеристике КВД	101
2.2. Расчет характеристики газогенератора ТРДДсм	105
2.3. Определение режимов совместной работы элементов турбокомпрессорного модуля ТРДДсм. Построение рабочей линии на характеристике КНД	107
2.4. Расчет характеристик турбокомпрессорного модуля ТРДДсм	122
Глава 3. Расчёт эксплуатационных характеристик ТРДДсм	125
3.1. Построение линии предельных режимов и формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме	125

3.2. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДДсм	130
3.2.1. Расчет высотно-скоростных характеристик	131
3.2.2. Расчет характеристик двигателя в области ограничения по $p_{k\max}^*$	135
3.2.3. Расчет дроссельных характеристик	136

Раздел 4

Расчет параметров и эксплуатационных характеристик ТРДД без смешения потоков	140
---	-----

Глава 1. Термодинамический расчет авиационных ТРДД без сме- шения потоков	143
--	-----

1.1. Исходные данные	143
1.2. Алгоритм термодинамического расчёта ТРДД	145
1.3. Определение оптимальной степени повышения давления в вентиля- торе (компрессоре низкого давления) ТРДД	150
1.4. Выбор параметров каскадов компрессора и турбины	152
1.5. Определение параметров газогенератора и турбокомпрессорного модуля на расчётном режиме работы двигателя	154

Глава 2. Расчёт характеристик газогенератора и турбокомпрессор- ных модулей ТРДД	155
---	-----

2.1. Построение рабочей линии на характеристике КВД	155
2.2. Расчет характеристики газогенератора ТРДД	161
2.3. Расчет режимов совместной работы турбовентилятора с газогенера- тором в ТРДД с отдельными контурами. Построение рабочей ли- нии на характеристике КНД	163
2.4. Расчет характеристик турбокомпрессорного модуля ТРДД без смешения потоков	172

Глава 3. Расчёт эксплуатационных характеристик ТРДД	175
--	-----

3.1. Построение линии предельных режимов и формирование програм- мы регулирования двигателя на максимальном режиме	175
3.2. Расчет эксплуатационных характеристик ТРДД	181
3.2.1. Расчет высотно-скоростных характеристик	181
3.2.2. Расчет характеристик двигателя в области ограничения по $p_{k\max}^*$	183
3.2.3. Расчет дроссельных характеристик	185

Раздел 5

Расчет параметров и эксплуатационных характеристик вертолётных ГТД

Глава 1. Термодинамический расчёт вертолётного ГТД	192
1.1. Исходные данные	192
1.2. Выбор значения $\pi_{к,р}^*$ и типа компрессора	193
1.3. Термодинамический расчет двигателя	196
Глава 2. Расчёт характеристик газогенератора вертолётного ГТД ...	199
Глава 3. Построение линии предельных режимов и формирование программы управления двигателем на максимальном режиме	207
3.1. Построение линии предельных режимов работы двигателя	207
3.2. Формирование программы регулирования двигателя на максимальном режиме	213
Глава 4. Расчёт эксплуатационных характеристик вертолётного ГТД	218
4.1. Типы эксплуатационных характеристик	218
4.2. Расчет дроссельной характеристики	223

Раздел 6

Определение основных размеров элементов проточной части ГТД и числа ступеней в его лопаточных машинах

6.1. Определение потребных площадей сечений проточной части двигателя	226
6.2. Определение размеров проточной части и числа ступеней компрессора	227
6.3. Определение размеров проточной части и числа ступеней турбин	229
6.4. Определение размеров проточной части камеры сгорания и камеры смешения	230
Литература	231