

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

В. Г. Маслов, В. С. Кузьмичев, В. А. Григорьев

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ
ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ
РАСЧЕТ АВИАЦИОННЫХ
ГАЗОТУРБИННЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ

Под редакцией д-ра техн. наук проф. *В. Г. Маслова*

Утверждено редакционным
советом института
в качестве учебного пособия

КУЙБЫШЕВ 1984

Маслов В. Г., Кузьмичев В. С., Григорьев В. А.
Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных газотурбинных двигателей. — Куйбышев: КуАИ, 1984, 176 с.

Изложены методические основы выбора оптимальных для ЛА параметров рабочего процесса авиационных ГТД различного типа и назначения и их проектного термогазодинамического расчета. Приведены методики проектного расчета рабочих процессов в основных элементах авиационных ГТД, а также примеры выбора параметров и проектных расчетов для двухконтурных турбореактивных двигателей, турбовинтовых и турбовальных ГТД.

Учебное пособие предназначено для студентов специальностей 0537, 1610, выполняющих курсовое и дипломное проектирование авиационных ГТД.

Ил. 47, табл. 15, библиогр. — 27 назв.

Рецензенты: В. И. Бакулев, Л. Н. Дружинин

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее учебное пособие представляет собой дальнейшее развитие работы [10], которая в течение многих лет успешно использовалась при курсовом и дипломном проектировании ГТД в Куйбышевском авиационном институте. Основными отличительными чертами данного пособия являются: подход к выбору параметров ГТД, основанный на оценке эффективности СУ в системе ЛА [11], рассмотрение методик расчета высокотемпературных многовальных ГТД, предоставление возможности при необходимости использовать ЭВМ на всех этапах термодинамических расчетов ГТД любого типа [14, 15]. Учитывая специфику учебного процесса, пособие позволяет выполнить основные проектные расчеты ГТД как с применением ЭВМ, так и без ЭВМ. Чтобы снизить трудоемкость расчетов по выбору параметров двигателя, в пособии даются ориентировочные области поиска оптимальных для ЛА параметров рабочего процесса ГТД, полученные на основе результатов оптимизационных расчетов при типовых значениях к.п.д. и коэффициентов потерь в проточной части современных СУ.

В главе 1 излагаются методические основы выбора параметров и проектного расчета авиационных ГТД. Описаны возможные постановки задач различной степени сложности при дипломном и курсовом проектировании авиационных ГТД, рассматриваются современные критерии выбора их параметров, а также характерные ограничения. Формулируются возможные варианты заданий на их проектирование. В главе изложены также методики предварительного распределения работ между каскадами турбокомпрессора ГТД и сравнительной оценки эффективности вариантов проектируемого двигателя в системе ЛА.

В главе 2 рассматриваются методы расчета рабочих процессов в основных элементах ГТД, позволяющие студенту само-

стоятельно составить методiku термогазодинамического расчета для любой схемы ГТД и выбрать необходимые исходные данные для проектного расчета двигателя и расчета его ВСХ.

В главах 3, 4, 5 и 6 рассмотрены подробные числовые примеры выбора параметров, оценки исходных данных, термогазодинамического расчета и расчета технико-экономических показателей эффективности двигателя в системе ЛА для ТРДД, ТРДДФ, ТВВД и ТВВД, иллюстрирующие необходимую последовательность расчетов и характерное изменение параметров рабочего процесса. В приложении приводится краткое описание пользования комплексом программ для расчета характеристик различных типов ГТД на ЕС ЭВМ. Для пользования пособием необходимо, чтобы студент ознакомился с соответствующими разделами теории ВРД по учебной литературе [6, 9, 12, 17], а в случае использования ЭВМ — с методическими руководствами [14, 15].

Данное учебное пособие является исходным в едином комплексе методических пособий кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов», созданном для дипломного и курсового проектирования авиационных ГТД. Этот комплекс* является методической основой учебной подсистемы автоматизированного проектирования авиационных ГТД, разрабатываемой в КуАИ [15]. Полученные в результате расчета по данному пособию параметры являются исходными для определения основных параметров турбокомпрессора ГТД: диаметров, проходных сечений частот вращения и т. п., а результаты последующего расчета параметров турбокомпрессора — для детального газодинамического проектирования турбины и компрессора.

Терминология и обозначения в пособии соответствуют ГОСТ 23851-79 (двигатели газотурбинные авиационные) и учебнику [17]. Международная система единиц СИ используется в соответствии с рекомендациями СТ СЭВ 1052-78.

При подготовке учебного пособия, в расчетах графиков и примеров, составлении программ, а также в оформлении большую помощь авторам оказали сотрудники научно-исследовательской лаборатории, кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» — Н. М. Боргест, В. Н. Дегтярев, В. Б. Ломакин, А. Н. Коварцев, М. А. Морозов, Ю. М. Сивцов, Е. С. Павлова, Н. В. Скворцова и др., которым авторы выражают свою признательность

* Кузьмичев В. С. Трофимов А. А. Проектный расчет основных параметров турбокомпрессора авиационного ГТД. — Куйбышев: КуАИ, 1984.

Мусаткин Н. Ф., Мамаев Б. И., Аронов Б. М. Газодинамическое проектирование осевых турбин авиационных ГТД. — Куйбышев: КуАИ, 1984.

Стенькин Е. Д., Юрин А. В. Выбор основных параметров и газодинамический расчет осевого многоступенчатого компрессора авиационных ГТД. — Куйбышев: КуАИ, 1984.

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- A_1 — пропускная способность турбины ГТД, м²;
 a — скорость звука, м/с;
 c — скорость потока в элементах ГТД, м/с;
 $c_{уд}$ — удельный расход топлива ТРД и ТРДД, кг/кН·ч;
 c_e — удельный расход топлива турбовальных ГТД, кг/кВт·ч;
 c_{*} — удельный эквивалентный расход топлива ТВД, кг/кВт·ч;
 $C_{1 км}$ — удельные затраты топлива ЛА на 1 т·км, кг/т·км;
 c_p — изобарная теплоемкость, кДж/кг·град;
 D — диаметр, м;
 F — площадь сечения, м²;
 G — массовый расход газа (воздуха), кг/с;
 H — высота полета, км;
 H_u — низшая теплотворная способность топлива, кДж/кг;
 i — энтальпия, кДж/кг;
 l^* — работа компрессора, турбины, кДж/кг;
 m — степень двухконтурности;
 $\gamma_{дв}$ — удельная масса ГТД, кг/кН, кг/кВт;
 $M_{СУ+m}$ — масса СУ и топлива на ЛА, кг;
 M — число Маха; масса, кг;
 N — мощность, кВт;
 n — частота вращения, 1/мин;
 $P_{дв}$ — реактивная тяга ГТД, кН;
 p — давление, кПа;
 $q(\lambda), \pi(\lambda), \tau(\lambda)$ — газодинамические функции;
 q_m — отношение расхода топлива к расходу воздуха;
 R — газовая постоянная, кДж/кг·град;
 S $\left\{ \begin{array}{l} \text{— энтропия, кДж/кг;} \\ \text{— стоимость, р.;} \end{array} \right.$
 T $\left\{ \begin{array}{l} \text{— температура, К;} \\ \text{— период времени, год; ч;} \\ \text{— межремонтный ресурс, ч;} \\ \text{— время, ч;} \end{array} \right.$
 V — скорость полета, м/с; км/ч;
 x — оптимизируемый параметр ГТД;
 Y — критерий эффективности;
 $Y_T^* = \frac{U_{т ср} \sqrt{z_T}}{c_{тс}^*}$ — параметр нагруженности турбины;
 z — число ступеней;
 α — коэффициент избытка воздуха;
 Δ_{β} — отклонение от экстремума критерия оптимальности, %;

$\eta_{т}^*$, $\eta_{к}^*$ — коэффициент полезного действия турбины, компрессора;
 $\gamma_{г}$ — коэффициент полноты сгорания;
 k — показатель изоэнтропы;
 λ — приведенная скорость;
 μ — коэффициент расхода, тяговооруженность ЛА;
 ν — коэффициент изменения массового расхода;
 $\pi_{к}$, $\pi_{т}$ — степень повышения (понижения) полного давления в компрессоре (турбине);

$\pi(T) = \exp \frac{S - S_0}{R}$ — энтропийная термодинамическая функция «относительное давление»;
 σ — коэффициент восстановления полного давления;
 τ — назначенный ресурс ГТД, ч;
 $\varphi_{с}$ — коэффициент скорости реактивного сопла (выходного устройства);
 $\pi_{с} = \frac{P_{с}^*}{\sigma_{\text{вых}} P_{н}}$ — располагаемая степень понижения давления в выходном устройстве ГТД.

ИНДЕКСЫ

в — воздух, вентилятор, винт, вал;
 вх — вход, сечение перед компрессором;
 взл — взлетный;
 ВПП — взлетно-посадочная полоса;
 вых — выход;
 г — газ, горловина;
 гг — газогенератор;
 дв — двигатель;
 ж дв — жизненный цикл ГТД;
 ж ЛА — жизненный цикл ЛА;
 к — компрессор, сечение за компрессором;
 кII, вII — сечение за компрессором наружного контура (вентилятором);
 кII(би) — коммерческая (боевая) нагрузка;
 кс — камера сгорания;
 кр — крейсерская, критическая;
 max — максимальный;
 min — минимальный;
 н — высотный, начальный, сечение перед двигателем;
 из — навигационный запас;
 нач — на начальном участке полета;

окр — опытно-конструкторские работы;
 об — оборудование;
 охл — охлаждение;
 п — полет;
 пл — планер;
 пр — приведенный к САУ;
 пс — подпорные ступени;
 s — изоэнтропический;
 р — расчетный;
 рес — ресурс;
 рс — реактивная струя;
 с — сопло, сечение на выходе из сопла (выходного устройства);
 сл — служебная нагрузка;
 ст — ступени;
 ср — средний;
 су — силовая установка;
 т — турбина, сечение за турбиной;
 т. св — свободная турбина;
 т — топливо, механический;
 тс — топливная система;
 уд — удельный;
 ут — утечки;
 ф, фк — форсажный, форсажная камера;

ч — часовой;
э — эквивалентный;
опт — оптимальный;
эсп — эксплуатационный;
эф — эффективный;
Σ — суммарный;

* — параметры заторможенного
потока;
 G — отнесенный к расходу;
 M — отнесенный к массе;
 F — отнесенный к площади;
 P — отнесенный к тяге;
 N — отнесенный к мощности.

СОКРАЩЕННЫЕ НАИМЕНОВАНИЯ

ВСХ — высотно-скоростная характеристика;

ДПС (ДТС) — дозвуковой пассажирский (транспортный) самолет;

СТС (СПС) — сверхзвуковой транспортный (пассажирский) самолет;

ОКР — опытно-конструкторские работы;

САПР — система автоматизированного проектирования;

ТЗ (ТУ) — техническое задание (технические условия);

ТТ (ТТТ) — технические требования (тактико-технические требования);

СУ — силовая установка;

ЛА — летательный аппарат;

ВД — высокое давление;

НД — низкое давление;

СД — среднее давление;

ГДФ — газодинамические функции;

ТДФ — термодинамические функции;

САУ — стандартные атмосферные условия;

ТВВД (ТВД) — турбовинтовентиляторный (турбовинтовой) двигатель;

ТВаД — турбовальный двигатель со свободной турбиной;

ТРДД (ТРДДФ) — двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД с форсажной камерой).

МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА АВИАЦИОННЫХ ГТД

1.1. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Выбор параметров рабочего процесса и его расчет — одна из наиболее ответственных и сложных задач, возникающих при проектировании авиационного ГТД. Величины параметров рабочего процесса ГТД во многом определяют технико-экономические показатели ЛА. Поэтому эти величины необходимо выбирать такими, чтобы они обеспечивали максимум эффективности ЛА. В связи с этим согласование с ЛА является необходимым этапом при выборе параметров рабочего процесса ГТД. Такое согласование можно осуществить в процессе оптимизации параметров ЛА и его СУ. При этом возможны два основных случая. В одном из них параметры двигателя оптимизируются для ЛА, основные параметры которого известны. В этом случае ТУ на проектирование двигателя определяются обычно разработчиками ЛА. В комплекс задаваемых исходных данных при этом входят: N_p , M_p , а также необходимые величины основных технических данных двигателя, определяющих эффективность ЛА — $P_{дв\ кр}$, $P_{дв\ взл}$, $c_{уд\ кр}$, $M_{дв}$ и $D_{дв}$. В другом случае для нового ЛА создается новый двигатель. В этом случае оптимизацию параметров двигателя и ЛА целесообразно производить одновременно. При этом критериями оптимизации параметров ГТД, естественно, служат показатели эффективности ЛА, а техническое задание на проектирование фактически является общим как для ГТД, так и для ЛА. Так, например, могут быть заданы N_p , M_p , L_p , $M_{кн}$, $L_{вип}$ и критерии оценки ЛА — Y_i . Выбранные параметры СУ должны обеспечивать при прочих равных условиях заданные или минимальные (максимальные) значения величин этих критериев. В данном случае, с одной стороны, методика оптимизации параметров СУ усложняется, с другой стороны, проект ГТД не связан жестко заданными ТУ на основные проектные данные двигателя и имеет возможность подобрать такое их сочетание, которое оптимально для ЛА и рационально конструктивно и технологически.

Благодаря развитию системного подхода в последние годы разработчики ТТТ на ЛА и в первом случае находят иногда целесообразным вместо жесткого задания величин $c_{уд}$, $M_{дв}$ и

$D_{\text{дн}}$ для СУ оговаривать или диапазоны необходимых значений этих величин, или указывать вместо этого допускаемые величины критериев эффективности ЛА и некоторых ограничений. Например, задаются: $H_{\text{п}}$, $M_{\text{п}}$, $P_{\text{дв}}$, $L_{\text{п}}$ и ограничения: $D_{\text{дв}} \leq a$ и $b \leq c$ и т. п.

В практике проектирования современных ЛА их основные качества оценивают по комплексу экономических и летно-технических критериев. Так, например, совершенство дозвуковых пассажирских самолетов при расчетных величинах дальности $L_{\text{п}}$ и производительности $\Pi_{\text{п}}$ в настоящее время принято оценивать комплексом следующих критериев [11]: величиной затрат топлива на 1 т·км ($C_{\text{т км}}$), относительной величиной коммерческой нагрузки ($\bar{M}_{\text{кн}} = M_{\text{кн}}/M_0$), себестоимостью перевозок (a , р/т·км) и величиной прибыли на самолето-час [$(D-a)\Pi_{\text{п}}$], р/ч (D —доходная ставка).

При оценке эффективности боевых сверхзвуковых самолетов с ТРДФ и ТРДДФ большое внимание уделяется их летно-техническим характеристикам, таким как взлетная масса ЛА, маневренность, максимальная дальность полета, относительная величина боевой нагрузки и другие. Вместе с тем о совершенстве как ДПС, так и боевого самолета, также судят и по экономическим показателям, например, по стоимости жизненного цикла $S_{\text{ж ЛА}}$ [11], учитывающей суммарные затраты на его проектирование, производство и эксплуатацию.

При оценке эффективности вертолетов, для которых типично многоцелевое применение, в комплексную оценку, кроме указанных критериев, могут входить [11, 20]: себестоимость вертолето-часа (санитарные, учебные, административные и т. п. полеты), максимальная дальность полета (аэрофотосъемка, облет ЛЭП и т. п.), особые виды производительности ($\Pi_{\text{с/х}}$ — при сельскохозяйственных работах, $\Pi_{\text{кран}}$ — при крановых работах и другие).

Многокритериальная оценка эффективности ЛА приводит к существенному усложнению выбора параметров ГТД, так как в общем случае каждому критерию Y_i соответствует свой комплекс оптимальных параметров двигателя. С другой стороны, рассматриваемые оптимумы весьма пологи, что позволяет в качестве рациональных («оптимальных») параметров рассматривать целые подмножества их вариантов, обеспечивающие в пределах некоторого отклонения от максимального значения критерия эффективности $\Delta_Y = \frac{Y_{\text{max}} - Y}{Y_{\text{max}}}$ практически максимальную эффективность ЛА. Учитывая эту особенность, среди оптимальных параметров ГТД могут быть найдены такие, которые являются компромиссными для нескольких критериев эффективности ЛА.

Для типовых учебных задач такие области оптимальных параметров рабочего процесса могут быть заранее рассчитаны для каждого типа ГТД и изображены в виде графиков, позволяющих выбрать для проработки один или несколько вариантов параметров для проектируемого двигателя (см. разд. 3.2, 4.2, 5.2, 6.2).

Рассмотренные выше принципы выбора параметров авиационных ГТД положены в основу методик настоящего учебного пособия. С учетом большой трудоемкости задач оптимизации силовых установок ЛА и учебного характера курсового и дипломного проектирования постановка задачи выбора параметров в пособии максимально упрощена и ориентирована на типовые задания для курсовых и дипломных проектов ГТД. Рекомендуемая схема необходимой последовательности (этапов) расчетов для определения оптимального варианта параметров проектируемого авиационного ГТД приводится на рис. 1.1. В разделах 1.2...1.5 рассматриваются методические особенности тех из представленных на рис. 1.1 этапов, которые являются общими для всех типов ГТД.

1.2. ВАРИАНТЫ ПОСТАНОВКИ ЗАДАЧ ПРИ ДИПЛОМНОМ И КУРСОВОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

1.2.1. Вариант общего задания на проектирование ГТД и ЛА

В этом случае может, например, требоваться, чтобы заданная величина полезного груза $M_{\text{пн}}$ была перевезена со скоростью $M_{\text{п}}$, на высоте $H_{\text{п}}$, на расстояние $L_{\text{п}}$. При этом совокупная эффективность летательного аппарата Y должна быть по некоторым критериям максимальной, а по другим — не ниже заданной величины. Оговаривается также ряд других ограничений, например, $L_{\text{впп}} < (L_{\text{впп}})_{\text{ту}}$, $T_{\text{с}}^* \leq (T_{\text{с}}^*)_{\text{ту}}$ и т. д. (см. 1 вариант задания на рис. 1.1). В такой постановке задачи поиск оптимальных параметров заданного типа ГТД максимально приближен к реальному проектированию в САПР и обычно решается в дипломных работах или в специальной части дипломного проекта. В этом случае в качестве дополнительных пособий следует использовать работы [6, 11, 23, 24].

1.2.2. Варианты постановки задач, характерные для большей части дипломных и курсовых проектов ГТД

В ряде случаев при дипломном проектировании ГТД задаются необходимые величины тяги на важнейших режимах полета

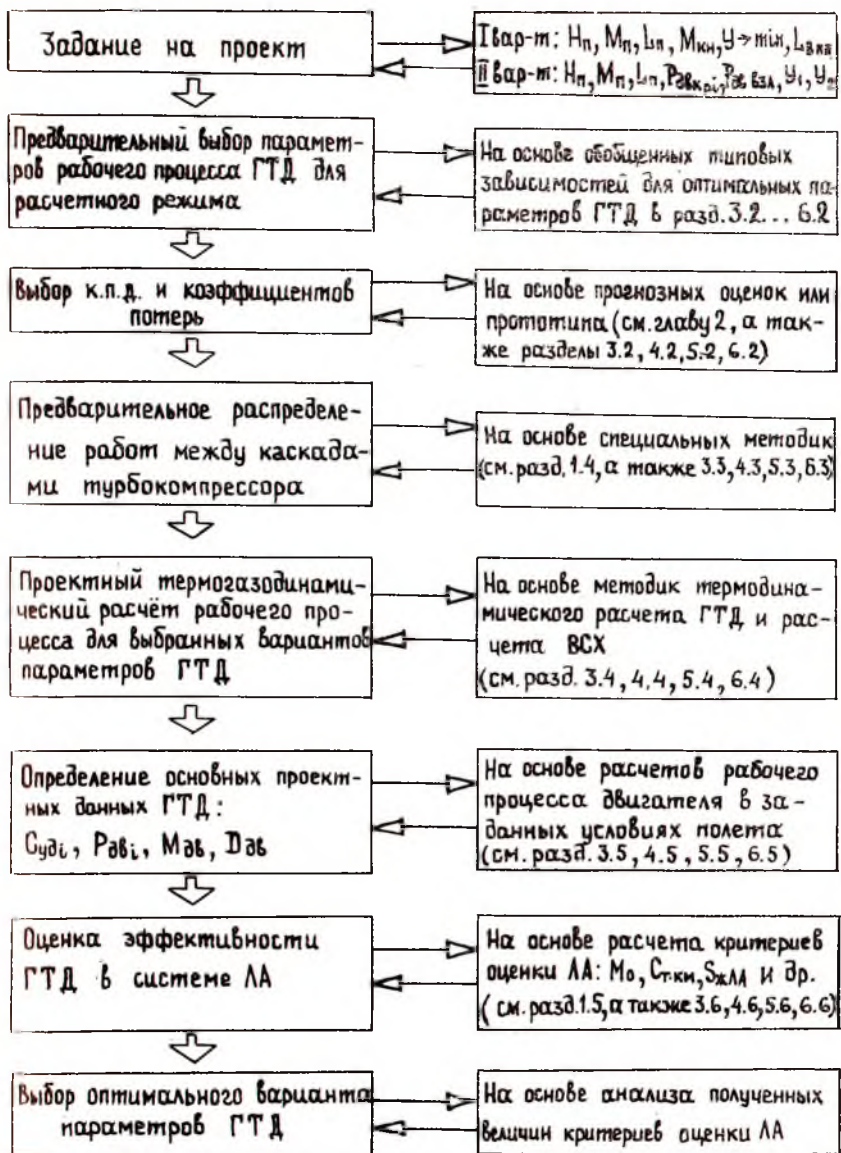


Рис. 1.1. Блок-схема определения оптимального варианта параметров для проектируемого авиационного ГТД

($P_{\text{дв вкл}}$ и $P_{\text{дв вл}}$ при $M_{\text{пi}}$, $H_{\text{пi}}$, $L_{\text{пi}}$) и указываются прототипы ЛА и ГТД. При этом выбранные параметры двигателя должны обеспечивать максимально возможное значение эффективности ЛА Y_1 , обеспечить его эффективность Y_2 не ниже заданного значения и удовлетворять заданным ограничениям (см. II вариант задания на рис. 1.1). При выполнении этих требований выбранным значениям параметров рабочего процесса ГТД будет соответствовать оптимальное для ЛА сочетание таких основных проектных данных двигателя, как $P_{\text{дв}}$, $c_{\text{уд}}$, $M_{\text{дв}}$ и $D_{\text{дв}}$.

В другом случае, когда необходимое для ЛА сочетание основных проектных данных двигателя уже известно, выдается упрощенный вариант задания. В этом случае вместо величин критериев эффективности ЛА Y_i и $L_{\text{п}}$ задаются требуемые величины $c_{\text{уд}}$ на рассматриваемых режимах полета ($H_{\text{пi}}$, $M_{\text{пi}}$, $P_{\text{дв i}}$), а также допускаемые значения $M_{\text{дв}}$ и $D_{\text{дв}}$. При курсовом проектировании часто ограничиваются заданием основных параметров ГТД только для взлетного режима ($P_{\text{дв}}$, $c_{\text{уд}}$ и т. п.).

При дипломном проектировании, когда выбор параметров ГТД не является специальной темой проекта, количество заданных рабочих режимов двигателя обычно не превышает 2...3. Чаще всего для ГТД ДПС задают: взлетный режим — $H_{\text{п}} = 0$, $M_{\text{п}} = 0$, $P_{\text{дв вкл}}$ и режим полета при дозвуковой скорости, например $H \approx 11$ км; $M \approx 0,8$; $P_{\text{дв кр1}}$. При этом для ДПС обычно $P_{\text{дв кр1}} / P_{\text{дв вкл}} \approx 0,17...0,23^*$). В случае самолетных ТВД (ГВВД) часто вместо тяги $P_{\text{дв кр1}}$ задают величину эквивалентной мощности $N_{\text{э кр1}}$, соответствующую $H_{\text{п}} = 6...11$ км, $M_{\text{п}} = 0,45...0,8$. При этом для ДПС обычно $N_{\text{э кр1}} / N_{\text{э вкл}} \approx 0,55...0,6$. Для сверхзвуковых многорежимных ЛА задается кроме $P_{\text{дв кр1}}$ режим полета на сверхзвуковой скорости, например: $H_{\text{п}} \approx 15$ км; $M_{\text{п}} \approx 2$; $P_{\text{дв кр2}}$. При этом $P_{\text{дв кр2}} / P_{\text{дв вкл}} \approx 0,35...0,45$ и $P_{\text{дв кр1}} / P_{\text{дв вкл}} \approx 0,08...0,12$. Для вертолетных ГТД может быть задан взлетный режим — $H = 0...1,5$ км, $N_{\text{э вкл}}$ и режим крейсерского полета, например, $N_{\text{э кр}}$ при $V_{\text{п}} = 250$ км/ч, $H_{\text{п}} = 0,5$ км. В зависимости от назначения вертолета $N_{\text{э кр}} \approx (0,6...0,8) N_{\text{э вкл}}$. Примеры вариантов конкретных заданий на проектирование ГТД описываются в разд. 3.1...6.1.

*) По статистическим данным ДПС, в связи с установившимся уровнем величин внешнего сопротивления СУ $C_{x \text{ мг}}$, аэродинамического качества планера $K_{\text{ЛА}}$ и др. параметров ЛА, весьма стабильной является величина $P_{\text{дв кр1}} / P_{\text{дв вкл}} = 0,22...0,24$ [17]. В этом случае среднее за полет значение крейсерской тяги

$$P_{\text{дв кр1}} = P_{\text{дв кр ср}} \approx (0,22...0,24) P_{\text{дв вкл}} \left(1 - 0,02 \frac{L_{\text{п}}}{V_{\text{кр}}} \right) = (0,17...0,23) P_{\text{дв вкл}}$$

1.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННОГО ГТД

1.3.1. О выборе расчетного режима авиационного ГТД

Выбор параметров и исходный проектный термогазодинамический расчет ГТД целесообразно производить для того характерного режима по траектории полета ЛА, который требует максимального размера двигателя. С методической точки зрения все термогазодинамические расчеты ГТД можно разделить на две группы. К первой группе относится исходный проектный расчет двигателя, в котором закладываются расчетные величины параметров рабочего процесса и определяются все характерные геометрические сечения ГТД. Система расчетных уравнений здесь определяется только характером рабочего процесса и условием наиболее выгодного использования свободной энергии ГТД. К другой группе относится расчет характеристик двигателя, который основывается на данных, полученных в исходном проектном расчете. Для этой группы расчетов характерно привлечение дополнительных уравнений, вытекающих из закона регулирования ГТД и характеристик основных элементов двигателя. При этом независимо от того, будет ли использоваться в двигателе регулирование каких-либо сечений его проточной части, каковы будут закон регулирования, диапазоны рабочих режимов и условий полета, исходный проектный расчет ГТД является единственной «расчетной точкой» двигателя, определяющей общий облик его компоновки и рабочего процесса.

В общем случае определение того рабочего режима СУ, который следует принять в качестве расчетного, является весьма трудоемкой задачей. Определение такого режима производится путем итерационных расчетов при согласовании располагаемых характеристик СУ и потребных характеристик планера для заданной программы полета (расчетного полетного цикла). В процессе этих расчетов находится тот режим полета ЛА ($H_{\text{п}}$, $M_{\text{п}}$, $P_{\text{п}}$), на котором получают при $\lambda_{\text{вх}} = \text{const}$ максимальный потребный размер двигателя ($F_{\text{вх max}}$). Получаемый результат зависит от типа ЛА, траектории и чисел M полета, аэродинамических характеристик планера и СУ, протекания ВСХ двигателя, заданной длины ВПП и ряда других факторов [24]. При дипломном проектировании, исходя из имеющегося опыта проектирования ГТД, выбор расчетного режима двигателя обычно упрощают, полагая в качестве такового тот режим работы, на котором при $F_{\text{вх}} = \text{const}$ достигается наибольшая величина $\lambda_{\text{вх}}$. Исходя из этой предпосылки, в случае ГТД дозвуковых ЛА в качестве расчетного обычно принимают режим крейсерского

полета, в случае сверхзвуковых ЛА и вертолетных ГТД—взлетный режим. При курсовом проектировании часто ограничивается во всех случаях проектным расчетом ГТД на взлетном режиме.

1.3.2. Метод предварительной оценки оптимальных диапазонов параметров авиационного ГТД

Рабочий процесс двигателя в целом определяется большим числом параметров. Однако выбор величин значительной части из них ($\sigma_{вх}$, $\sigma_{кс}$, $\gamma_{к}^*$, $\gamma_{т}^*$, φ_c и т. п.) для расчетного режима осуществляется в столь узких пределах [10, 11], что оценка их наиболее вероятных значений обычно не представляет особых затруднений (см. гл. 2). Поэтому оптимизация обычно требуется лишь для тех параметров рабочего процесса, которые определяют рабочий цикл ГТД, т. е. замкнутую систему уравнений проектного термогазодинамического расчета двигателя. Число последних зависит прежде всего от типа двигателя, так как помимо π_k и $T_{г}^*$ рабочий процесс ГТД зависит также и от параметров, определяющих распределение свободной энергии между движителями. Величина применяемой температуры $T_{г}^*$ в настоящее время чаще всего ограничивается достигнутым технологическим уровнем и ее оптимизация требуется только в особых случаях. Поэтому при выбранной величине температуры $T_{г}^*$ замкнутую систему уравнений термогазодинамического расчета ГТД обычно определяют следующие параметры:

- у ТРД и ТВаД — π_k ;
- у ТРДФ — π_k , $T_{ф}^*$ ($u_{г}$);
- у ТВД (ТВВД) — π_k , π_c ;
- у ТРДД — π_k , π_v , m ;
- у ТРДДФ — π_k , π_v , m , $T_{ф}^*$ ($u_{г}$).

Путем оптимизации именно этих независимых переменных можно обеспечить максимизацию эффективности ЛА при прочих равных условиях.

Предварительную оценку оптимальных диапазонов для выбора параметров авиационного ГТД можно осуществить расчетным путем на основе таких критериев, как суммарная масса СУ и топлива на ЛА — $M_{су+т}$ [17] или взлетная масса ЛА — M_0 [6, 11]. Как показано в [11], параметры ТРДД, выбранные в пределах области минимума взлетной массы ЛА — M_0 , являются оптимальными по критерию $M_{су+т}$ и компромиссными для других важнейших технико-экономических критериев оценки

эффективности ЛА ($S_{жЛА}$, $C_{ткм}$), в то время как параметры, выбранные из условия $c_{уд\ min}$ или $c_{уд\ эф\ min}$, не являются оптимальными для ЛА.

На рис. 1.2 в качестве примера показано характерное расположение областей рациональных (оптимальных) значений параметров ТРДД для ДПС при выбранных значениях температуры T_r^* и дальности полета $L_{п}$ по критерию $M_{сy+ш}$ и ряду типичных критериев оценки ЛА [11]: $S_{жЛА}$ — стоимости жизненного цикла ЛА с ГТД, $C_{ткм}$ — удельным затратам топлива ЛА на 1 т·км и M_0 — взлетной массе ЛА, при отклонениях от их минимумов на $\Delta y = (Y - Y_{min}) / Y_{min} = 0,5\%$. На этом же рисунке для сопоставления показаны области оптимальных параметров ТРДД по внесистемным критериям — удельным расходам топлива ГТД $c_{уд}$ и $c_{уд\ эф}$. Видно, что предварительную оценку оптимальных для ЛА диапазонов параметров рабочего процесса ТРДД целесообразно производить на основе критерия M_0 .

В связи с указанными особенностями критерия M_0 предварительный выбор параметров рабочего процесса ГТД (X) может быть осуществлен на основе заранее рассчитанных для этого критерия типовых зависимостей $X_{opt} = f(T_r^*, L_{п})$ (см., например, разд. 3.2). По таким зависимостям, рассчитанным при типовых значениях к.п.д. η_t^* и η_k^* , величин σ , φ_c , коэффициента аэродинамического сопротивления мотогондолы $C_{x\ мг}$ и др. для каждого типа ГТД, можно для заданной дальности полета и принятой температуры T_r^* выбирать, в пределах конкретного отклонения Δy (относительно величины $M_{0\ min}$), существенно разные варианты сочетаний параметров рабочего процесса, обеспечивающие в первом приближении минимальные значения массы ЛА (см. точки I, II, III на рис. 1.2). При дипломном проектировании ГТД для выбранных указанным образом в пределах оптимальных диапазонов 2...3 вариантов параметров рабочего процесса производят прогнозную оценку вероятных значений к.п.д. и коэффициентов потерь в элементах двигателя, основываясь на рекомендациях, данных в главе 2. Так как в общем случае выбранные значения к.п.д. не совпадут с типовыми, заложенными в расчет зависимостей $X_{opt} = f(T_r^*, L_{п})$, то оптимальность выбранных сочетаний параметров проверяется расчетом. Анализируя полученные величины заданных технико-экономических показателей ЛА (M_0 , $C_{ткм}$ или $S_{жЛА}$ и др.), ориентируются на тот из рассмотренных вариантов двигателя, который обеспечивает наилучшие показатели (см. разд. 1.5).

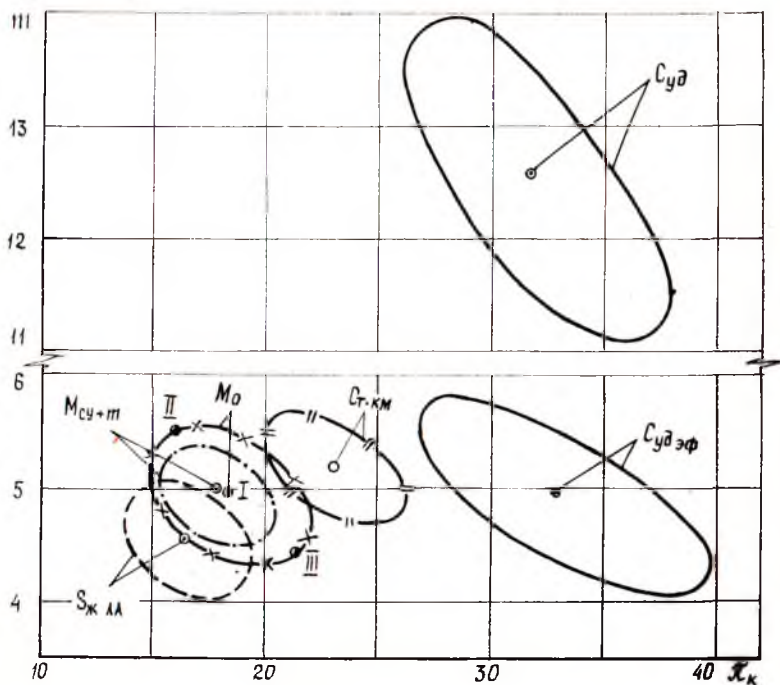
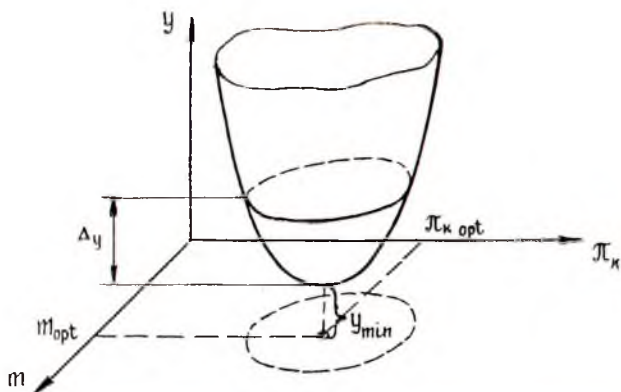


Рис. 1.2. Характерное расположение областей оптимальных параметров рабочего процесса ТРДД при различных критериях оценки ЛА — Y_i : $H = 11$ км, $M = 0,8$, $L_{\text{п}} = 3500$ км; $\Delta v = 0,5\%$, $\pi_{\text{в}} = \pi_{\text{в opt}}$, $T_{\text{г кр}}^* = 1240$ К, $c_{\text{х мг}} = 0,06$.

1.4. МЕТОДИКА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ РАБОТ МЕЖДУ КАСКАДАМИ ТУРБОКОМПРЕССОРА ГТД

Выбор схемы турбокомпрессора двигателя при курсовом и дипломном проектировании обычно осуществляется либо по рекомендации консультанта, либо на основе прототипа.

В случае выбора многовальной схемы ГТД требуется предварительно распределить выбранную величину $\pi_{к\epsilon}$ по каскадам компрессора и оценить величины основных параметров рабочего процесса и к.п.д. в каскадах компрессора и турбины. Необходимость такого предварительного распределения до расчета основных проектных данных ГТД диктуется тем, что у современных двигателей результаты проектного термогазодинамического расчета существенно зависят от распределения теплоперепада и охлаждающего воздуха между турбинами.

Задача предварительного распределения работ между каскадами турбокомпрессора состоит в определении таких значений $\pi_{кi}$ по каскадам компрессора, которые обеспечили бы, при выбранных значениях суммарной степени повышения давления $\pi_{к\epsilon}$, степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{в}$, степени двухконтурности m и температуры газа перед турбиной $T_{г}^*$, оптимальную нагруженность каскадов турбин при соблюдении основных газодинамических и прочностных ограничений. При разделении компрессора на каскады стремятся обеспечить необходимые запасы газодинамической устойчивости и прочности при сохранении высоких значений к.п.д. компрессора и турбины. В простейшем случае, когда конечной целью термогазодинамических расчетов ГТД не является проектирование турбины или компрессора двигателя, определение величин $\pi_{кi}$ в каскадах турбокомпрессора можно осуществить, основываясь на обобщенных статистических данных, следующим образом:

$$L_{кнд\epsilon}^* = x_s (L_{кs\epsilon}^* + m L_{вs}^*) - m L_{вs}^*,$$

где по статистическим данным $x_s \cong 0,35...0,5$;

$$L_{кs\epsilon}^* = c_p T_{н}^* (\pi_{кs\epsilon}^{\frac{k-1}{k}} - 1); \quad L_{вs}^* = c_p T_{н}^* (\pi_{в}^{\frac{k-1}{k}} - 1), \quad (1.1)$$

$$\text{откуда } \pi_{кнд} = \left(\frac{L_{кнд}^*}{c_p T_{н}^*} + 1 \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad \pi_{кнд} = \frac{\pi_{кs\epsilon}}{\pi_{кнд}}.$$

При этом в случае трехвальных ТРДД

$$L_{кнд\epsilon}^* \cong x'_s (L_{кs\epsilon}^* - L_{кндs}^*), \quad \text{где } x'_s \cong 0,35...0,45.$$

Основываясь на полученных величинах $\pi_{кi}$, оценивают вели-

чины η_{ki}^* , L_{ki}^* , η_{Ti}^* и др. параметры, необходимые для расчета рабочего процесса и ВСХ ГТД (см. главу 2).

Если же по результатам термогазодинамического расчета ГТД необходимо проектировать турбокомпрессор двигателя, то рекомендуется исходить из более точных предпосылок. Например, можно задаться величинами нагруженности каскадов турбин $Y_{Ti}^* \approx Y_{Topt}^*$. В этом случае проработку рационального распределения работы в каскадах турбокомпрессора целесообразно вести более детализированными методами, применяя ЭВМ [15]. Так, например, расчет величин π_{ki} может быть осуществлен на основе совместного решения уравнений балансов мощности и балансов давлений по каскадам турбокомпрессора с привлечением отдельных статистических закономерностей.

Например, систему балансных уравнений для двухвальных ГТД можно записать следующим образом:

$$L_{Tндс}^* \eta_{Tнд}^* \eta_{mнд} \bar{G}_{гнд} = c_p T_n^* (\pi_{кнд}^{0,286} - 1) \frac{1}{\gamma_{кнд}^*} + \Delta L_n^*; \\ L_{Tвдс}^* \eta_{Tвд}^* \eta_{mвд} \bar{G}_{гвд} = c_p T_n^* \left[1 + (\pi_{кнд}^{0,286} - 1) \frac{1}{\gamma_{кнд}^*} \right] (\pi_{квд}^{0,286} - 1) \frac{1}{\gamma_{квд}^*}; \\ \pi_{кнд} \pi_{квд} = \pi_{кз}; \quad (1.2)$$

$$\text{где } L_{Tндс}^* = \frac{z_{гнд} U_{гнд}^2}{2 Y_{Tндс}^{*2}}; \quad Y_T^* = \frac{U_{Tср} \sqrt{z_T}}{c_{Tс}^*}; \quad c_{Tс}^* = \sqrt{2 L_{Tс}^*};$$

$$L_{Tвдс}^* = \frac{z_{гвд} U_{гвд}^2}{2 Y_{Tвдс}^{*2}};$$

$$\Delta L_n^* = \begin{cases} m c_p T_n^* (\pi_{вн}^{0,286} - 1) \frac{1}{\gamma_{вн}^*} - \text{для ТРДД}; \\ 0 - \text{для ТРД и ТВад}; \\ N_c / G_n - \text{для ТВД}. \end{cases}$$

В данном случае в трех уравнениях системы (1.2) имеется 8 неизвестных величин: $\pi_{кнд}$, $\pi_{квд}$, окружные скорости на среднем диаметре турбин ($U_{гнд}$, $U_{гвд}$), число ступеней турбин ($z_{гнд}$, $z_{гвд}$) и нагруженность каскадов турбин ($Y_{Tнд}^*$, $Y_{Tвд}^*$). Поэтому данная система уравнений может иметь несколько вариантов возможных решений в зависимости от того, какие из перечисленных неизвестных величин будут априорно определены или заданы. Однако, при типичной постановке проектировочных задач параметры $Y_{Tвд}^*$, $Y_{Tнд}^*$ выбирают в окрестностях Y_{Topt}^* в диапазоне

$$Y_T^* = \left(\frac{U_T \sqrt{z_T}}{c_{Tс}^*} \right) = 0,45 \dots 0,65 [1], \quad (1.3)$$

а число ступеней турбины ВД и турбины НД в первом приближении может быть принято по прототипу, т. е. $z_{\text{ВД}} = n_1$, $z_{\text{НД}} = n_2$.

Тогда для того, чтобы система уравнений (1.2), (1.3) при выбранных величинах $z_{\text{ВД}}$ и $z_{\text{НД}}$ была замкнута, достаточно

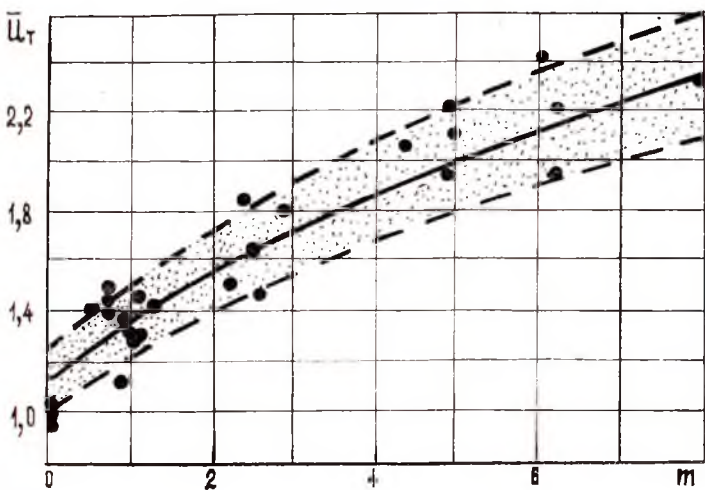


Рис. 1.3. Статистическая зависимость соотношения окружных скоростей на средних диаметрах турбины ВД и НД: ———— \bar{y}_T по уравнению (1.4); - - - - границы относительного среднеквадратичного отклонения ($\sigma = 11\%$).

ности в нее только одно уравнение. Например, ввести, основываясь на статистических данных ГТД (рис. 1.3), уравнение конструктивного согласования частот вращения каскадов:

$$\frac{U_{\text{ВД}}}{U_{\text{НД}}} \approx 0,533 (1 + m)^{0,536} + 0,6, \quad (1.4)$$

которое вытекает из условия $\frac{\varepsilon_{\text{ВД}}}{\varepsilon_{\text{НД}}} \approx \text{const}$, т. е. сохранения примерно постоянным среднестатистического соотношения максимально допускаемых напряжений в лопатках турбины ВД и НД ($\sigma_r = U_T^2 h_l / D_{\text{ср}} = \sigma_p / 2 \rho k_\phi$ [18]).

В результате решения системы (1.2) совместно с уравнениями (1.3) и (1.4) могут быть определены в качестве первого приближения величины $\pi_{\text{ВД}}$, $\pi_{\text{квд}}$, $U_{\text{НД}}$, $U_{\text{ВД}}$, соответствующие выбранным величинам: $z_{\text{НД}}$, $z_{\text{ВД}}$ и нагруженности каскадов

* Для ТВД, ТВаД и ТРД принимается $m = 0$.

турбин: $Y_{\text{твл}}^*$, $Y_{\text{тид}}^*$. Ниже кратко описывается методика такого расчета с помощью ЭВМ [15].

1.4.1. Подготовка исходных данных для расчета

1) Выбирается число ступеней турбины ВД $z_{\text{твл}} \geq 1$ и турбины ИД $z_{\text{тид}} \geq 1$ (принимается либо по прототипу, либо задается консультантом);

2) по величине выбранной степени двухконтурности m определяется значение \bar{U}_T (по уравнению (1.4) или по рис. 1.3);

3) на основе рекомендаций главы 2, выбирая тип ступеней, задаются для компрессора величинами к.п.д. ступеней $\eta_{\text{ст квл}}^*$, $\eta_{\text{ст кил}}^*$, $\eta_{\text{ств}}^*$ и $\pi_{\text{ств}}^*$ для турбины — величинами $\eta_{\text{ст твл}}^*$, $\eta_{\text{ст тид}}^*$ а также величинами $\eta_{\text{тид}}$, $\eta_{\text{твл}}$, $v_{\text{охл тид}}$, $v_{\text{охл твл}}$, q_m . Для вентиляторов ТРДД задаются соотношениями $\bar{\pi} = \pi_{\text{в1}} / \pi_{\text{вII}}$ и $\bar{\eta} = \eta_{\text{в1}}^* / \eta_{\text{вII}}^*$ на основе обобщенных статистических зависимостей, приведенных на рис. 1.4.

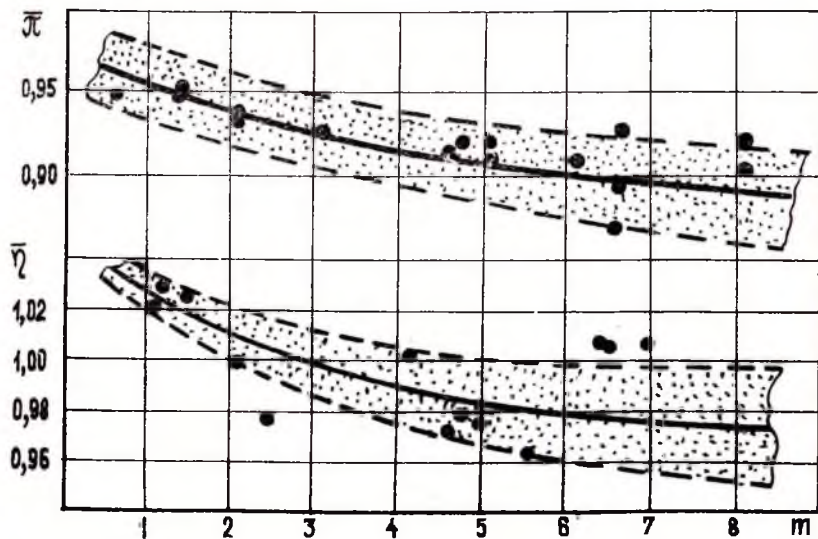


Рис. 1.4. Статистические зависимости соотношений степеней повышения давления и к.п.д. во внутреннем и наружном контурах ступеней вентиляторов ТРДД: $\bar{\eta} = \eta_{\text{в1}}^* / \eta_{\text{вII}}^*$; $\bar{\pi} = \pi_{\text{в1}} / \pi_{\text{вII}}$

1.4.2. Решение системы балансных уравнений

В качестве начальных данных оцениваются в первом приближении величины изоэнтروпических к.п.д. в каскадах компрессора и турбины:

$$\eta_{\text{кнд}}^{*'} \cong \eta_{\text{ст кнд}}^* ; \quad \eta_{\text{квд}}^{*'} \cong \eta_{\text{ст квд}}^* - 0,02 ; \quad \eta_{\text{твд}}^{*'} \cong \eta_{\text{ст твд}}^* ;$$

$$\eta_{\text{ннд}}^{*'} \cong \eta_{\text{ст ннд}}^* ; \quad \eta_{\text{гнд}}^{*'} \cong \eta_{\text{ст гнд}}^* + 0,01 .$$

Из решения системы уравнений (1.2), (1.4) имеем:

$$\lambda_{\text{кнд}} = \left[\frac{B + \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \right]^{3,5} ; \quad (1.5)$$

$$\lambda_{\text{квд}} = \lambda_{\text{к}\Sigma} / \lambda_{\text{кнд}} ;$$

$$U_{\text{гнд}} = \sqrt{\frac{c_p T_{\text{в}}^* \left[1 + (\pi_{\text{кнд}}^{0,286} - 1) \frac{1}{\gamma_{\text{кнд}}^*} \right] (\pi_{\text{кнд}}^{0,286} - 1) \frac{1}{\eta_{\text{квд}}^*}}{\gamma_2 \eta_{\text{гнд}}^* \eta_{\text{мнд}} \bar{G}_{\text{гнд}}}} ; \quad (1.6)$$

$$U_{\text{твд}} = U_{\text{гнд}} / \bar{U}_{\text{т}} ; \quad (1.7)$$

$$A = 1 + \frac{\gamma_2 \eta_{\text{гнд}}^* \eta_{\text{мнд}} \eta_{\text{квд}}^* \bar{G}_{\text{гнд}}}{\gamma_1 \eta_{\text{гнд}}^* \eta_{\text{мнд}} \bar{G}_{\text{гнд}} \gamma_{\text{кнд}}^*} ;$$

$$B = \frac{\gamma_2 \eta_{\text{гнд}}^* \eta_{\text{мнд}} \eta_{\text{квд}}^* \bar{G}_{\text{гнд}}}{\gamma_1 \eta_{\text{гнд}}^* \eta_{\text{мнд}} \bar{G}_{\text{гнд}}} \left(\frac{1}{\gamma_{\text{кнд}}^*} - \frac{\Delta L_{\text{в}}^*}{c_p T_{\text{в}}^*} \right) + (\pi_{\text{к}\Sigma}^{0,286} + 1) \frac{1}{\gamma_{\text{кнд}}^*} - 1 ;$$

$$C = \pi_{\text{к}\Sigma}^{0,286} \left(\frac{1}{\gamma_{\text{кнд}}^*} - 1 \right) ;$$

$$\text{где } \gamma_1 = \frac{z_{\text{гнд}}}{2 (\bar{U}_{\text{т}} \gamma_{\text{гнд}}^*)^2} ; \quad \bar{G}_{\text{гнд}} \approx (1 + q_m) [1 - (1 - v_{\text{нд}}) - (1 - v_{\text{нд}})] ;$$

$$q_m = 0,015 \dots 0,025 ;$$

$$\gamma_2 = \frac{z_{\text{гнд}}}{2 (\gamma_{\text{гнд}}^*)^2} ; \quad \bar{G}_{\text{гнд}} \approx v_{\text{нд}} + q_m [1 - (1 - v_{\text{нд}}) - (1 - v_{\text{нд}})] .$$

В случае трехвального ТРДД для определения величин $\lambda_{\text{кст}}$ и $\lambda_{\text{кнд}}$ вместо температуры $T_{\text{в}}^*$ вычисляют по формуле (2.11) температуру на выходе из вентилятора по внутреннему контуру (при этом $\lambda_{\text{в1}} = \lambda_{\text{вн}} \cdot \pi$ и $\eta_{\text{в1}}^* = \eta_{\text{вн}}^* \cdot \eta$), а вместо $\lambda_{\text{к}\Sigma}$ используется величина $\lambda_{\text{к}} = \lambda_{\text{к}\Sigma} / \lambda_{\text{в1}}$ (при этом принимают $m = 0$). Окружная скорость на среднем диаметре турбины низкого давления определяется в этом случае на основе уравнения баланса мощности (1.2) для каскада низкого давления:

$$U_{\text{гнд}} = \sqrt{\frac{c_p T_{\text{в}}^* (\pi_{\text{в1}}^{0,286} - 1) \frac{1}{\gamma_{\text{кнд}}^*} + \Delta L_{\text{в}}^*}{\frac{z_{\text{гнд}}}{2 \gamma_{\text{гнд}}^{*2}} \gamma_{\text{гнд}}^* \eta_{\text{мнд}} \bar{G}_{\text{гнд}}}} .$$

Для двухвальных ТВД и турбовальных ГТД со свободной турбиной расчет $\lambda_{\text{кнд}}$ и $\lambda_{\text{квд}}$ ведут так же, как и для ТРД (т. е. при $m = 0$).

1.4.3. Определение величин к.п.д. каскадов компрессора и турбины

Основываясь на полученных величинах $\pi_{квд}$ и $\pi_{кид}$, последовательными приближениями уточняются значения $\eta_{квд}^*$, $\eta_{квд}$, $\eta_{твд}^*$, $\eta_{твд}$. При этом значения к.п.д. одноступенчатых вентиляторов и турбин ($\eta_{ко}^*$ и $\eta_{то}^*$) выбирают в зависимости от типа ступени непосредственно по данным табл. 2.1 и 2.2. В общем случае значения к.п.д. компрессоров и вентиляторов на расчетном режиме ГТД оценивают по формуле

$$\eta_{кр}^* = \eta_{ко}^* - \sum \Delta \eta_{ки}^* = \frac{\pi_k^k - 1}{\pi_k^k \eta - 1} - \sum \Delta \eta_{ки}^*, \quad (1.8)$$

где величину $\sum \Delta \eta_{ки}^*$ определяют по рекомендациям к формуле (2.6), а величину η (в случае многоступенчатых компрессоров) — следующим образом:

$$\eta = \frac{\frac{k-1}{k} \ln \pi_{ст}}{\ln \left(1 + \frac{\pi_{ст}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\gamma_{ст}^*} \right)}$$

При этом средние значения $\pi_{ст}$ и $\eta_{ст}^*$ оценивают по данным табл. 2.1, основываясь на выбранном типе ступеней компрессора. Оценить величину к.п.д. многоступенчатого компрессора $\eta_{ко}^*$ по выбранным величинам $\eta_{ст}^*$ и π_k можно также с помощью рис. 2.2.

К.п.д. турбин ВД и НД и величины π_t определяются по следующим уравнениям:

$$\left. \begin{aligned} \eta_{твд р}^* &= \eta_{то}^* - \sum \Delta \eta_{твд}^* = \\ &= \frac{1 - \left[1 - \frac{z_{твд}}{2} \left(\frac{U_{твд}}{Y_{твд}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{рг} T_{г}^*} \right] \gamma_{ст}^*}{\frac{z_{твд}}{2} \left(\frac{U_{твд}}{Y_{твд}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{рг} T_{г}^*}} - \sum \Delta \eta_{твд}^*; \\ \eta_{тид р}^* &= \eta_{то}^* - \sum \Delta \eta_{тид}^* = \\ &= \frac{1 - \left[1 - \frac{z_{тид}}{2} \left(\frac{U_{тид}}{Y_{тид}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{рг} T_{гвд}^*} \right] \gamma_{ст}^*}{\frac{z_{тид}}{2} \left(\frac{U_{тид}}{Y_{тид}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{рг} T_{гвд}^*}} - \sum \Delta \eta_{тид}^*, \end{aligned} \right\} \quad (1.9)$$

где $T_{\text{твд}}^* = T_{\text{г}}^* - \frac{z_{\text{твд}}}{2} \left(\frac{U_{\text{твд}}}{Y_{\text{твд}}^*} \right)^2 \frac{\gamma_{\text{твд}}^*}{c_{\text{р г}}}$, а величины $\Sigma \Delta \eta_{\text{тд}}^*$ определяются на основе рекомендаций к формуле (2.21),

$$\left. \begin{aligned} \pi_{\text{твд}} &= \left[1 - \frac{z_{\text{твд}}}{2} \left(\frac{U_{\text{твд}}}{Y_{\text{твд}}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{\text{р г}} T_{\text{г}}^*} \right]^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1}}; \\ \pi_{\text{тнд}} &= \left[1 - \frac{z_{\text{тнд}}}{2} \left(\frac{U_{\text{тнд}}}{Y_{\text{тнд}}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{\text{р г}} T_{\text{твд}}^*} \right]^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1}}; \end{aligned} \right\} \quad (1.10)$$

где величины $U_{\text{твд}}$ и $U_{\text{тнд}}$ оцениваются по (1.6) и (1.7).

1.4.4. Проверка ограничений

Проверяется выполнение прочностных ограничений по окружным скоростям турбины ВД и вентилятора (или компрессора НД у ТРД). Так, например,

$$\begin{aligned} U_{\text{твд}} &\leq 520 \dots 550 \text{ м/с}; \\ U_{\text{в}} = U_{\text{тнд}} \bar{D}_{\text{в}} &\leq 470 \dots 520 \text{ м/с}, \end{aligned}$$

где величина $\bar{D}_{\text{в}}$ оценивается по формуле (1.13).

Если требуемая величина $U_{\text{в}}$ на наружном диаметре вентилятора (компрессора НД) превышает заданное ограничение, увеличивают число ступеней турбины НД. Если требуемая окружная скорость на среднем диаметре турбины ВД превышает заданное ограничение, увеличивают число ступеней турбины ВД.

1.4.5. Согласование полученных результатов с обобщенными статистическими закономерностями

Вначале проверяется соответствие полученного распределения работ сжатия в каскадах компрессора обобщенным статистическим данным по компрессорам: полученные величины $\pi_{\text{в}}$, $\pi_{\text{квд}}$, $\pi_{\text{кнд}}$ должны соответствовать диапазонам x_s , указанным в рекомендациях к уравнению (1.1). При несоответствии изменяют величины $Y_{\text{т}}^*$ в пределах, указанных в (1.3).

Для проверки соответствия проведенного распределения работ между каскадами турбин статистическим данным созданных ТРД вычисляются величины параметров согласования турбокомпрессоров НД и ВД [18]:

$$K_{\text{тв}} = Y_{\text{тнд}}^* \sqrt{\frac{2 L_{\text{в II}}^*}{z_{\text{в}} U_{\text{в ср}}^2 \eta_{\text{тнд}}^* \eta_{\text{м нд}} \sigma_{\text{тнд}}}}, \quad (1.11)$$

$$K_{\text{TK}} = a Y_{\text{ТВД}}^* \sqrt{2\bar{H}}, \quad (1.12)$$

$$\begin{aligned} \text{где } U_{\text{в ср}} &= \frac{U_{\text{в}}(1 + \bar{a}_{1\text{вт}})}{2}, \quad U_{\text{в}} = U_{\text{ТВД}} \bar{D}_{\text{в}}; \quad \bar{H} = \frac{L_{\text{квд}}^*}{z_{\text{к}} U_{\text{к ср}}^2} = \\ &= \frac{L_{\text{квд}}^*}{U_{\text{ТВД}}^2 (z_{\text{к}} \bar{D}_{\text{квд}}^2)}; \quad \bar{D}_{\text{квд}} = \frac{D_{\text{квд}}}{D_{\text{ТВД}}}. \end{aligned}$$

Здесь согласно статистическим данным [8] можно принять

$$\bar{D}_{\text{в}} = \frac{D_{\text{в пер}}}{D_{\text{ТВД ср}}} \approx 0,3213 (m + 1)^{0,776} + 0,8; \quad (1.13)$$

$$\bar{a}_{1\text{вт}} \approx 0,3 \dots 0,5, \quad a \approx 1,05 \dots 1,1, \quad (1.14)$$

а на основе данных работы [18] можно принять

$$z_{\text{к}} \bar{D}_{\text{квд}}^2 = \begin{cases} 3,9 \dots 4,2 & \text{при } z_{\text{ТВД}} = 1; \\ 7,7 \dots 8,1 & \text{при } z_{\text{ТВД}} = 2. \end{cases}$$

Согласно обобщенным статистическим данным величины параметров согласования являются достаточно стабильными характеристиками турбокомпрессоров и обычно находятся в следующих диапазонах:

$$K_{\text{ТВ}} = 0,45 \dots 0,6;$$

$$K_{\text{ТК}} = 0,38 \dots 0,52.$$

Поэтому, если полученные значения параметров согласования $K_{\text{ТВ}}$ и $K_{\text{ТК}}$ выходят за пределы указанных выше диапазонов, следует произвести коррекцию полученных результатов путем подбора величин $\bar{D}_{\text{в}}$ (для $K_{\text{ТВ}}$) или $\bar{D}_{\text{т}}$ (для $K_{\text{ТК}}$) в пределах диапазона $\pm 10 \dots 12\%$ от соответствующих среднестатистических значений.

1.5. МЕТОДИКА СРАВНИТЕЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВАРИАНТОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ГТД В СИСТЕМЕ ЛА

1.5.1. Определение основных проектных данных ГТД

Для сравнительной оценки выбранных вариантов параметров ГТД необходимо прежде всего рассчитать для каждого из них величины основных проектных данных двигателя $P_{\text{дв}}$ ($N_{\text{дв}}$), $c_{\text{у.т}}$ ($c_{\text{э}}$, $c_{\text{е}}$), $M_{\text{дв}}$ и $D_{\text{дв}}$, так как сочетание величин именно этих параметров определяет при прочих равных условиях эффективность ЛА. Методики расчета указанных параметров зависят от типа ГТД и излагаются ниже в главах 3...6. При этом для оцен-

ни величин $c_{уд}$ и $D_{дв}$ требуется знание параметров двигателя в характерных условиях полета, а для оценки массы ГТД ($M_{дв}$) на основе используемых математических моделей [11] — знание параметров двигателя на взлетном режиме. Применяемые для сравнительных оценок при проектных расчетах параметрические модели массы имеют невысокую точность ($\sigma = \pm 10...15\%$). Ценность их заключается в том, что они дают опосредованную априорную информацию на базе опыта множества конструктивных решений для тех стадий проектирования, когда облик проточной части ГТД еще не установлен.

При дипломном проектировании ГТД исходный проектный расчет двигателя производят для одного или нескольких выбранных вариантов параметров рабочего процесса в расчетных условиях полета. При этом в общем случае проектный расчет рабочего процесса ГТД рекомендуется производить при $G_{в} = 1$ кг/с на основе формул, приведенных в главе 2, описывающих рабочие процессы в основных элементах двигателя. В отдельных случаях бывает целесообразно принимать величину $G_{в}$ по прототипу. Методика проектного расчета состоит из самостоятельного для каждой схемы ГТД на основе балансных уравнений, рекомендаций главы 2 и примеров, приводимых в главах 3...6.

В результате исходного проектного расчета ГТД определяются значения $c_{уд}$, $P_{уд}$, а по ним, исходя из заданного значения тяги, — величины расхода $G_{в}$, площадей $F_{вх}$ и $F_{с}$, пропускных способностей турбин A_{Ti} и др. Расчет параметров ГТД на других режимах полета, в отличие от исходного проектного расчета, ведется при расходах воздуха, соответствующих полученному конкретному размеру проектируемого варианта ГТД. Параметры ГТД на этих режимах полета определяют в начальном приближении на основе результатов исходного расчета с помощью зависимостей, приводимых в разд. 3.3, 4.3, 5.3, 6.3, характеризующих взаимосвязь между параметрами ГТД в разных условиях полета. Эти зависимости отражают результаты расчета типовых ВСХ ГТД на основе обобщенных характеристик компрессора и турбины. При пользовании ими возникают некоторые погрешности. При этом в расчетах могут образовываться невязки по пропускным способностям турбин, площади сопла и т. п. Эти невязки устраняют путем точного расчета характеристик ГТД с помощью ЭВМ по программе, описанной в приложении. В случае, если при этом для получения требуемой величины максимальной тяги оказывается необходимым превысить $T_{г_{max}}^*$ (или $q(\lambda_{вх})_{max} \approx 0,9...0,92$), то увеличивают величину расхода воздуха $G_{в\text{ расч}}$ (или снижают $q(\lambda_{вх})_{расч}$) в условиях полета, принятых в качестве расчетных. Результаты про-

веденных проектных расчетов ГТД для выбранных вариантов параметров рабочего процесса позволяют определить значения основных проектных данных двигателя для каждого типа ГТД (см. разд. 3.5...6.5). По их величинам могут быть рассчитаны критерии эффективности ЛА, основываясь на величинах которых производят выбор наилучшего варианта параметров рабочего процесса ГТД.

В качестве критериев выбора параметров ГТД наиболее широко используются следующие технико-экономические показатели эффективности ЛА: взлетная масса ЛА, удельные затраты топлива летательным аппаратом и стоимость жизненного цикла. Сопоставляя получаемые величины этих критериев с данными указанными в задании, выбирают тот вариант параметров рабочего процесса для проектируемого ГТД, который обеспечивает ЛА наибольшую эффективность и рационален конструктивно и технологически. Рассмотрим методики расчета указанных выше критериев.

1.5.2. Расчет взлетной массы ЛА

Взлетная масса ЛА M_0 является одним из важнейших технико-экономических показателей эффективности проектируемого ЛА, так как для заданных значений расчетной дальности $L_{п}$, высоты $H_{п}$ и скорости полета $M_{п}$, массы коммерческой нагрузки $M_{кн}$, удельной стоимости массы ЛА $S_{м\ ЛА}$ и назначенного ресурса τ , она косвенно характеризует затраты материальных ресурсов на создание всей проектируемой системы ЛА.

Величину M_0 можно оценить, пользуясь уравнением весового баланса [6]

$$M_0 = M_{пл} + M_{об} + M_{кн} + M_{сл} + M_{п} + M_{мс} + M_{сy}, \quad (1.15)$$

или в относительном виде

$$1 = \bar{M}_{пл+об} + \bar{M}_{кн+сл} + \bar{M}_{п+мс} + \bar{M}_{сy}.$$

Откуда следует, что для перевозки груза ($M_{кн} + M_{сл}$) необходимая взлетная масса ЛА

$$M_0 = \frac{M_{кн} + M_{сл}}{1 - \bar{M}_{пл+об} - \bar{M}_{п+мс} - \bar{M}_{сy}}. \quad (1.16)$$

Однако при дипломном проектировании двигателя пользоваться таким общепринятым выражением для M_0 неудобно, так как абсолютные величины коммерческой $M_{кн}$ и служебной $M_{сл}$ нагрузок в задании на проект ГТД обычно неизвестны. В этом случае целесообразно выразить величину M_0 следующим образом:

$$M_0 = \frac{M_{cy+m}}{1 - \bar{M}_{пл}^* - \bar{M}_{кп}}, \quad (1.17)$$

где относительную массу планера с оборудованием и служебной нагрузкой $\bar{M}_{пл}^* = M_{пл}^*/M_0$ и относительную массу коммерческой нагрузки $\bar{M}_{кп} = \frac{M_{кп}}{M_0}$ выбирают в диапазонах [6, 7], указанных в табл. 1.1.

Т а б л и ц а 1.1

| Вид ЛА | $\bar{M}_{пл}^*$ | $\bar{M}_{кп}$ ($\bar{M}_{бп}$) |
|-----------------|------------------|-----------------------------------|
| ДПС | 0,35...0,5 | 0,14...0,25 |
| ДТС | 0,35...0,4 | 0,2 ...0,3 |
| СТС | 0,3 ...0,35 | 0,07...0,1 |
| Истребители | 0,45...0,5 | 0,04...0,06 |
| Бомбардировщики | 0,25...0,4 | 0,08...0,18 |
| Вертолеты | 0,4 ...0,55 | 0,2 ...0,35 |

При этом суммарную массу силовой установки и топлива определяют по следующему выражению:

$$M_{cy+m} = M_{cy} + \bar{M}_{мс} M_{пл}, \quad (1.18)$$

где $M_{cy} = n_{дв} M_{дв} k_{cy}$ — масса силовой установки, $n_{дв}$ — число двигателей на ЛА, а k_{cy} — коэффициент увеличения массы СУ на счет элементов конструкции gondoly [24]:

$k_{cy} = 1,4...1,6$ — для ТРД и ТРДД;

$k_{cy} = 1,7...2$ — для ТРДФ, ТРДДФ и вертолетных ГТД;

$k_{cy} = 1,35...1,45$ — для ТВД и ТВВД [см. для M_{cy} формулу (5.23)].

Величину $M_{дв}$ рассчитывают по формулам, приводимым в главах 3...6. Коэффициент $\bar{M}_{мс}$ в формуле (1.18), учитывающий массу топливной системы ЛА, можно принимать равным 1,02...1,05 для самолетов и 1,04...1,07 для вертолетов. Потребная масса топлива для многорежимного ЛА в общем случае определяется по уравнению

$$M_{пл} = n_{дв} \int_0^{t_{п}} c_{уд} (t) P_{дв} (t) dt + M_{пл из} =$$

$$= n_{дв} \bar{G}_{топ} \sum_{i=1}^r c_{уд i} P_{дв i} t_{п i} + M_{пл из}, \quad (1.19)$$

где r — число режимов полета, $c_{уд i} P_{дв i} = c_{уд эф i} P_{дв эф i} = G_{топ}$

$M_{\text{нлз}} = n_{\text{дв}} c_{\text{уд кр}} P_{\text{дв кр}} t_{\text{нз}}$. Массу топлива на ДПС (ДТС), для которых основным режимом полета является крейсерский высотный режим, можно определить по более простой формуле

$$M_{\text{т ЛА}} = n_{\text{дв}} \bar{G}_{\text{топ}} c_{\text{уд}} P_{\text{дв кр}} \left(\frac{L_{\text{п}}}{\bar{V}_{\text{T}}} + t_{\text{нз}} \right), \quad (1.20)$$

где величина $\bar{G}_{\text{топ}} = f(L_{\text{п}})$, характеризующая влияние нерасчетных режимов полета, принимается по рис. 1.5; величина технической скорости полета \bar{V}_{T} , характеризующая среднюю скорость с учетом затрат времени на всех этапах полета (взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение, посадка), определяется по величине $V_{\text{кр}}$: $V_{\text{T}} = V_{\text{кр}} \bar{V}_{\text{T}}$.

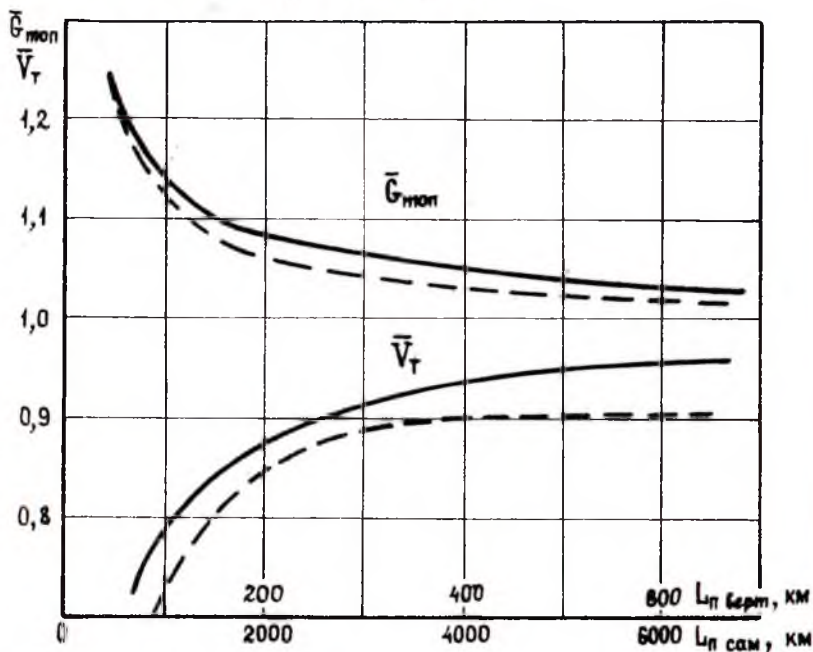


Рис. 1.5. Среднестатистические зависимости величины \bar{V}_{T} и $\bar{G}_{\text{топ}}$ от дальности полета самолетов и вертолетов [4, 23]: ——— магистральные самолеты; - - - - - вертолеты

Величина поправки \bar{V}_{T} находится в зависимости от дальности полета по рис. 1.5. На этапе выбора параметров ГТД величину $t_{\text{нз}}$ следует принимать не менее чем $t_{\text{нз}} = 0,5 \text{ ч}$ — для вертолетов и $t_{\text{нз}} = 1 \text{ ч}$ — для самолетов [4, 23].

После оценки по формуле (1.17) величины взлетной массы ЛА M_0 необходимо проверить, насколько согласуется эта вели-

чина с заданной тягой проектируемого двигателя. Для этого оценивают стартовую тяговооруженность (энерговооруженность) ЛА:

$$\left. \begin{aligned} \text{для самолетов} & \quad \mu_{взл} = \frac{P_{дв} n_{дв}}{M_0 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} \\ \text{для вертолетов} & \quad \mu_{взл} = \frac{N_c n_{дв}}{M_0} \end{aligned} \right\} \quad (1.21)$$

Величина $\mu_{взл}$ у современных ЛА находится в следующих пределах [6, 20] (табл. 1.2).

Таблица 1.2

| Вид ЛА | $\mu_{взл}$ | Вид ЛА | $\mu_{взл}$ ($\mu_{взл ф}$) |
|-----------|--------------------|-----------------|-------------------------------|
| ДПС | 0,25...0,4 | Истребители | 0,35...0,7 (0,5...1,2) |
| ДТС | 0,25...0,4 | Бомбардировщики | 0,25...0,45 (0,3...0,75) |
| Вертолеты | 0,2 ...0,35 кВт/кг | СТС | 0,25...0,4 (0,4...0,5) |

Если расчетное значение тяговооруженности получается меньшим, (или большим), чем указано выше, то необходимо изменить либо величину M_0 (уточняя $\bar{M}_{пл}^*$, $\bar{M}_{кн}$ и т. п.), либо число двигателей на ЛА $n_{дв}$, либо скорректировать в задании на проект величину тяги (размер) ГТД.

1.5.3. Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т·км

Этот критерий является важнейшей характеристикой топливной экономичности ЛА:

$$C_{т \cdot км} = \frac{M_{пл ЛА}}{M_{кн} L_{п} \cdot 10^{-3}} = \frac{G_{пл оп} c_{уд} P_{дв кр} n_{дв}}{M_{кн} V_T \cdot 10^{-3}} \quad (1.22)$$

где $C_{т \cdot км}$ дано в $\frac{кг}{т \cdot км}$.

Коммерческая нагрузка определяется в этом случае по формуле $M_{кн} = M_0 \bar{M}_{кн}$. В лучших перспективных проектах ДПС значения $C_{т \cdot км}$ достигают 0,20...0,30 кг/т·км, у эксплуатируемых ДПС — $C_{т \cdot км} \approx 0,35...0,50$ кг/т·км. У вертолетов этот показатель в 2...3 раза больше.

Если необходимая величина $C_{т \cdot км}$ указана в задании на проект ГТД, то ее обеспечивают соответствующим удельным расходом топлива и подбором величины $M_{кн}$.

1.5.4. Расчет стоимости жизненного цикла ГТД в системе ЛА

Стоимость жизненного цикла ЛА $S_{жЛА}$ является всеохватывающим показателем экономического совершенства ЛА, так как в эту стоимость входят суммарные затраты на ОКР, производство и эксплуатацию ЛА и его СУ:

$$S_{жЛА} = S_{ОКРЛА} + S_{ОКРДВ} + S_{ЛА} + S_{ДВ} + S_{ТОЛА} + S_{ТОДВ} + S_{РЕМЛА} + S_{РЕМДВ} + S_{ГСМ} + S_{ГАП} \quad (1.23)$$

где $S_{ОКРЛА}$, $S_{ОКРДВ}$ — затраты на ОКР по ЛА и двигателю;

$S_{ЛА}$, $S_{ДВ}$ — цены ЛА и двигателей;

$S_{ТОЛА}$, $S_{ТОДВ}$ — затраты на техническое обслуживание ЛА и двигателей;

$S_{РЕМЛА}$, $S_{РЕМДВ}$ — затраты на ремонт ЛА и двигателей;

$S_{ГСМ}$ — затраты на топлива, масла и т. п.;

$S_{КАП}$ — капитальные затраты на самолетно-двигательный парк и наземные средства.

Нетрудно установить, что при прочих равных условиях, чем меньше затраты на СУ, тем меньше будет и величина $S_{жЛА}$. В связи с этим при дипломном проектировании допустимо сравнительную эффективность вариантов ГТД оценивать по изменению величины стоимости жизненного цикла двигателя в системе ЛА — $S_{жДВ}$:

$$S_{жДВ} = S_{ОКРДВ} + S_{ДВ} + S_{ЭКСП} \quad (1.24)$$

Расчет $S_{жДВ}$ ведется в следующей последовательности.

1) Среднесовокупная цена серийного экземпляра проектируемого двигателя для потребного количества $z_{ДВ}$.

$$S_{ДВ} = S_{М}^{уд} M_{ДВ} k_{ГНС} k_{z_{ДВ}}, \quad (1.25)$$

где при сравнительных оценках рассматриваемых вариантов величина $S_{М}^{уд}$ для вертолетных ГТД, ТРД, ТРДД, ТРДФ и ТРДДДФ берется в зависимости от величины $\gamma_{ДВ}$ по статистическим данным (рис. 1.6), а величины коэффициентов, учитывающих год начала серийного производства $k_{ГНС}$ и потребное количество двигателей $k_{z_{ДВ}}$, определяются по рис. 1.7.

Год начала серийного выпуска спроектированного ГТД $\Gamma_{НС}$ выбирается по рекомендации консультанта. Обычно к серийному выпуску ГТД приступают через 5...10 лет после завершения его проектирования в зависимости от длительности доводочных работ, которая зависит от сложности схемы ГТД, выбранных параметров, наличия перспективного задела (базовый газогенератор и т. п.) и ряда других факторов.

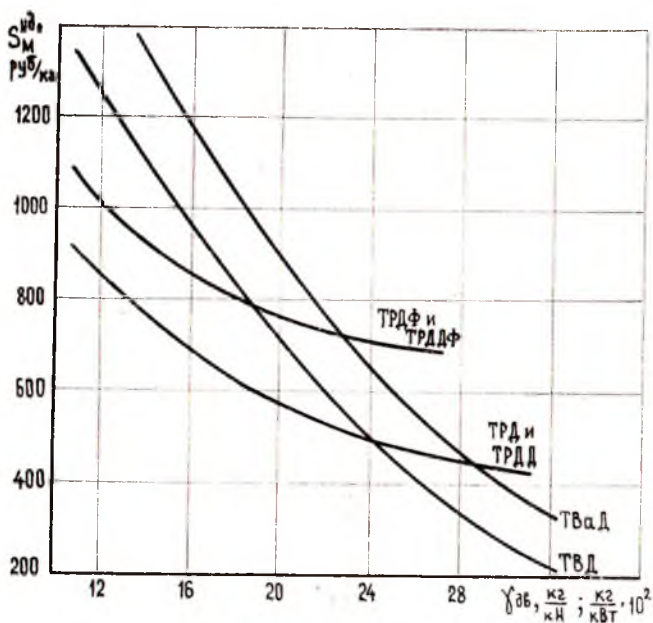


Рис. 1.6. Обобщенные зависимости цены 1 кг массы авиационных ГТД в год пачала серийного производства (по статистическим данным иностранных ГТД; $\sigma = \pm 20...25\%$).

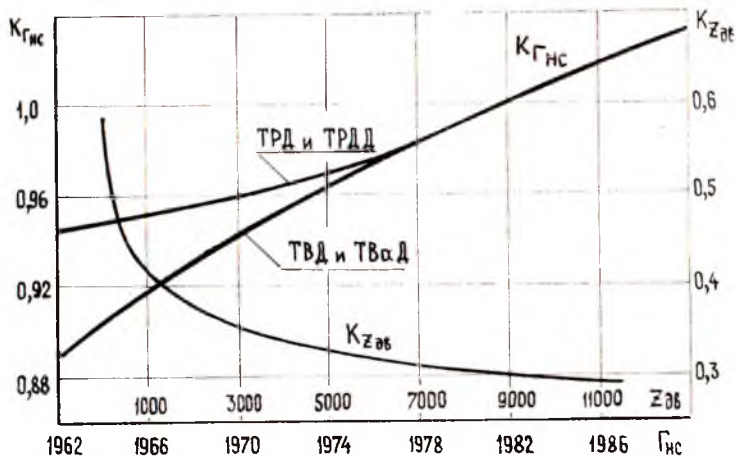


Рис. 1.7. Влияние года пачала серийного производства $\Gamma_{нс}$ и планируемого количества двигателей $z_{дв}$ на среднесовокупную цену ГТД (по статистическим данным иностранных ГТД);

$$S_{дв} = S_M^дв \cdot M_{дв} \cdot k_{\Gamma_{нс}} \cdot k_{z_{дв}}$$

Величина $z_{\text{дв}}$ — планируемое (задаваемое проектанту) по-
требное количество двигателей:

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 10000$ для самолетов местных воздушных линий

$z_{\text{дв}} = 2000 \dots 6000$ для самолетов средней дальности;

$z_{\text{дв}} = 800 \dots 2000$ для дальних самолетов;

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 4000$ для бомбардировщиков;

$z_{\text{дв}} = 2000 \dots 10000$ для истребителей, истребителей-бомбарди-
ровщиков, штурмовиков;

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 15000$ для вертолетов;

$z_{\text{дв}} = 1500 \dots 3000$ для ДТС и пассажирских ЛА с ТВД.

В случае ТВВД (ТВД) принимаем

$$S_{\text{дв}} = S_{\text{ГТД}} + S_{\text{в}} = S_{\text{м}}^{y_{\text{л}}} M_{\text{дв}} k_{\text{гис}} k_{z_{\text{дв}}} + S_{\text{в}}^{y_{\text{л}}} M_{\text{в}}, \quad (1.26)$$

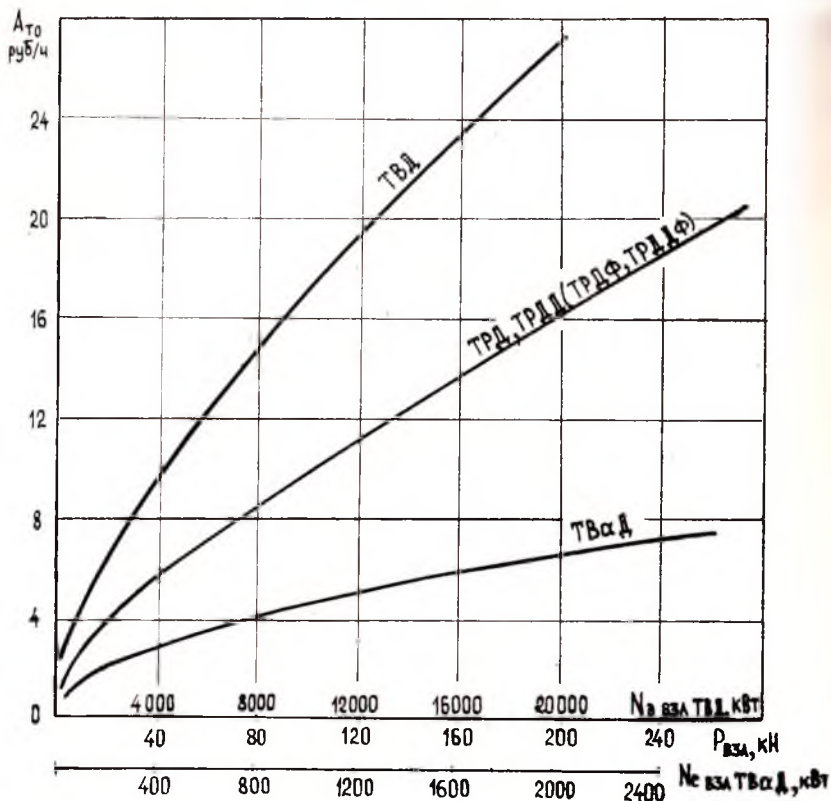


Рис. 1.8. Удельные затраты на техническое обслуживание авиационных
ГТД [13, 23].

где стоимость 1 кг массы воздушных винтов $S_{в}^{уд} = 15...20$ р/кг — для дюралевых винтов (ТВД); $S_{в}^{уд} = 25...30$ р/кг — для винтов из композиционных материалов (ТВВД).

2) Удельные затраты на разработку ГТД

$$S_{ОКР}^{уд} = \frac{150...200}{z_{дв}} S_{дв} \quad (1.27)$$

3) Затраты на эксплуатацию двигателя

$$S_{эксп} = S_{рем} + S_{то} + S_{ГСМ} \quad (1.28)$$

В этом выражении затраты на ремонты

$$S_{рем} = k_p S_{дв} \quad (1.29)$$

где $k_p = 0,6...0,75$ — коэффициент стоимости ремонтов.

Затраты на топлива и масла (ГСМ)

$$S_{ГСМ} = \tau S_{ГСМ}^{уд} M_{мла}, \quad (1.30)$$

где величину $M_{мла}$ вычисляют по формулам (1.19) или (1.20),

$$S_{ГСМ}^{уд} = 0,08 \text{ р/кг} \text{ — для ТРД и ТРДД};$$

$$S_{ГСМ}^{уд} = 0,083 \text{ р/кг} \text{ — для ТВД};$$

$$S_{ГСМ}^{уд} = 0,085 \text{ р/кг} \text{ — для вертолетных ГТД [4];}$$

τ — назначенный ресурс ГТД.

Затраты на техническое обслуживание

$$S_{то} = \tau A_{то.дв} \quad (1.31)$$

Величина удельных затрат на техническое обслуживание $A_{то.дв}$ берется по рис. 1.8.

Глава 2

МЕТОДИКА ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

2.1. НЕОБХОДИМЫЕ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ

Расчет рабочих процессов в элементах ГТД основывается на знании термогазодинамических свойств рабочего тела.

Широкое распространение в расчетах ГТД получили газо-

динамические функции* (ГДФ): λ , $q(\lambda)$, $\pi(\lambda)$, $f(\lambda)$ и др., которые обычно даются таблично или графически для $k_b = 1$, и $k_r = 1,33$ [10]. При пользовании ими следует помнить, что ГДФ $\tau(\lambda)$ и $\pi(\lambda)$ сильно зависят от величины k , поэтому в необходимых случаях следует прибегать к интерполяции.

Современные термодинамические материалы для расчета процессов в ГТД обычно представляют собой зависимости термодинамических свойств рабочего тела от температуры и состава смеси [19]. Эти зависимости даются или таблично, или в виде номограмм, или в виде полиномов (для c_p и $k = \frac{c_p}{c_v}$ или энтальпии, энтропии и т. п. термодинамических функций для воздуха и продуктов сгорания).

Когда используются зависимости для c_p и k , расчет процессов ведут последовательными приближениями по уравнениям соответствующим случаю $c_p = \text{const}$ и $k = \text{const}$, используя традиционное уравнение изоэнтропы, полученное приближенным интегрированием ее дифференциального выражения

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_{2s}}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Когда применяются термодинамические функции (ТДФ) последовательных приближений не требуется. При этом уравнение изоэнтропы, полученное точным интегрированием, имеет следующий вид:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\pi(T_{2s})}{\pi(T_1)},$$

где ТДФ $\pi(T) = \exp \frac{S - S_0}{R}$ характеризует уравнение изобары

$i - S$ — координатах и часто именуется поэтому относительным давлением. Это уравнение широко используется в расчетах ГТД как с применением ЭВМ, так и без них [10, 19]**.

Для приближенных расчетов пользуются постоянными значениями $c_{p\text{ ср}}$ и $k_{\text{ ср}}$, уточняя их при необходимости итерационным путем в процессе расчета. Для этого последовательными приближениями при $k_{\text{ ср}} = \text{const}$, $c_{p\text{ ср}} = \text{const}$ уточняют среднюю температуру в процессе расширения (сжатия):

$$T_{\text{ ср}} = \frac{1}{2} (T_{\text{ нач}} + T_{\text{ кон}}).$$

* См.: Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. — М.: Наука 1969. — 824 с.

** Значения энтальпии в этих работах даны в ккал/кг (i кДж/кг $= i$ ккал/кг $\cdot 4,187$).

По ее величине, используя графики k , $c_p = f(T, \alpha)$ [19], находят уточненные значения $k_{\text{ср}}$ и $c_{p\text{ср}}$.

При учебном проектировании, в зависимости от постановки задачи, располагаемых термодинамических материалов и вычислительных средств, можно использовать любой из указанных выше методов расчета рабочих процессов в ГТД. Излагаемые ниже методики позволяют студенту, исходя из задания на проектирование ГТД и выбранных им величин параметров рабочего процесса, составить рабочие уравнения как с применением ТДФ, так и без них.

2.2. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВО ВХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ

Проектируемое входное устройство двигателя на расчетном режиме должно обеспечивать подвод воздуха к компрессору с минимальными потерями давления и с возможно более равномерным полем скоростей. При расчете ГТД параметры потока на входе в компрессор определяются следующим образом:

$$T_{\text{н}}^* = T_{\text{нх}}^* = T_{\text{н}} \left(1 + \frac{k_{\text{н}} - 1}{2} M_{\text{н}}^2 \right) \quad (2.1)$$

или же вычисляют величину $T_{\text{н}}^*$ по величине энтальпии $i_{\text{н}}^* = i_{\text{н}} + \frac{V_{\text{н}}^2}{2000}$, где скорость полета в м/с определяется по формуле

$$V_{\text{н}} = M_{\text{н}} a = M_{\text{н}} \cdot 20,05 \sqrt{T_{\text{н}}}, \quad (2.2)$$

где $20,05 = \sqrt{k_{\text{в}} R_{\text{в}} 10^3}$, $k_{\text{в}} = 1,4$; $R_{\text{в}} = 0,287$ кДж/кг·град,

$$\rho_{\text{нх}}^* = \rho_{\text{н}}^* \sigma_{\text{вх}}, \quad (2.3)$$

$$\rho_{\text{н}}^* = \rho_{\text{н}} \frac{\pi(T_{\text{н}}^*)}{\pi(T_{\text{н}})} \cong \rho_{\text{н}} \left(\frac{T_{\text{н}}^*}{T_{\text{н}}} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (2.4)$$

и ТДФ $\pi(T_{\text{н}})$ и $\pi(T_{\text{н}}^*)$ определяются по величинам соответствующих температур или энтальпий для воздуха [10, 19].

Значения $T_{\text{н}}$ и $\rho_{\text{н}}$ принимаются по таблицам стандартной атмосферы [10, 19], а при использовании ЭВМ — по следующим уравнениям (ГОСТ 4401-73):

$T_{\text{н}} = 288,16 - 6,5 H_{\text{н}}$ (при $H_{\text{н}} \leq 11$ км) и $T_{\text{н}} = 216,65$ К (при

$11 < H_{\text{н}} \leq 20$ км); $\rho_{\text{н}} = 101,33 \left(1 - \frac{H_{\text{н}}}{44,38} \right)^{5,256}$ при $H_{\text{н}} \leq 11$ км;

$$\rho_{\text{н}} = 22,09 \exp \left(\frac{11 - H_{\text{н}}}{6,365} \right) \text{ при } 11 < H_{\text{н}} \leq 20 \text{ км}.$$

У ГТД, предназначенных для дозвукового полета, величина $\sigma_{\text{вх}} \cong 0,97 \dots 1,0$, причем обычно большие значения соответствуют ТРД и ТРДД, а меньшие значения — ТВаД и ТВД, у которых входные каналы длиннее и имеют более сложную конфигурацию.

Величину $\sigma_{\text{вх}}$ у ГТД, рассчитанных на сверхзвуковой полет, рекомендуется принимать по стандартным зависимостям, например [18, с. 123]:

$$\sigma_{\text{вх}} = 0,97 - 0,11 (M_{\text{п}} - 1)^{3/2} \text{ для } 1,0 \leq M_{\text{п}} \leq 4,0. \quad (2.5)$$

При этом на взлетном режиме принимают $\sigma_{\text{вх}0} = 1,0$ (или в отдельных случаях $\sigma_{\text{вх}0} = 0,9$), где $\sigma_{\text{вх}0} = 1,0$ соответствует случаю стендового испытания этого ГТД с лемнискатным входным насадком, $\sigma_{\text{вх}0} = 0,9$ — случаю стендового испытания с самолетным сверхзвуковым воздухозаборником. При $0,25 < M_{\text{п}} < 1,0$ принимается $\sigma_{\text{вх}} = 0,97$.

2.3. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КОМПРЕССОРЕ

Проектируемый компрессор должен обеспечивать на расчетном режиме заданную степень повышения давления при максимально возможных значениях к. п. д., производительности и наименьшей массе.

Большинство современных ГТД имеет многоступенчатые осевые компрессоры. В малоразмерных компрессорах находят также применение центробежные ступени. У лучших осевых компрессоров к настоящему времени достигнут высокий уровень аэродинамического совершенства, который характеризуется следующими максимальными значениями к.п.д. ступени:

$$\eta_{\text{ст}}^*_{\text{max}} = 0,90 \dots 0,92.$$

В зависимости от выбора расчетного режима и исходной кинематики компрессора, тщательности его изготовления, возможности обеспечить минимальный радиальный зазор, мероприятий по минимизации его массы и т. п., значения к.п.д. ступени у осевых компрессоров могут быть несколько меньше указанных выше максимальных значений.

В табл. 2.1 даны приведенные к САУ значения средних к.п.д. ступени и других параметров, характерные для различных типов компрессоров полноразмерных авиационных ГТД на их расчетном режиме [12, 17, 18, 21].

Основываясь на этих данных, можно оценить для компрессора проектируемого ГТД величины $\eta_{\text{ст ср}}^*$ и $q (\lambda_{\text{вх}})$, соответствующие расчетной приведенной частоте вращения компрессора $\bar{n}_{\text{п}} = 1$ и $\bar{\pi}_{\text{к}} = 1,0$ (рис. 2.1), т. е. тому режиму работы компрессора, при котором максимальная производительность одновре-

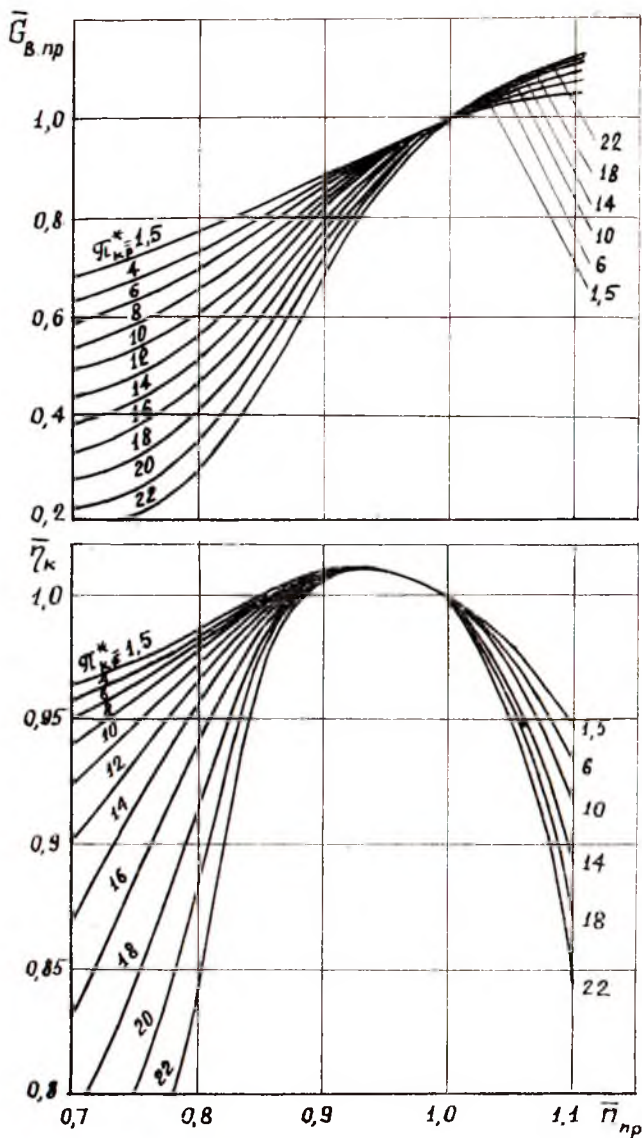


Рис. 2.1. Обобщенные по статистическим данным зависимости изменения параметров осевых компрессоров с различными значениями $\lambda_{кр}$ при оптимальном расположении рабочей линии: $\bar{G}_{в пр} = q(\lambda_{вх}) / q(\lambda_{вх})^*$; $\bar{\eta}_к = \eta_k^* / \eta_{кр}^*$

менно имеет место как в первой, так и в последней ступени. При выборе к.п.д. вентилятора ТРДД (т.е. входных ступеней компрессора) значения $\eta_{ст}^*$, указанные в табл. 2.1, следует понижать на 1,5...2,5%.

Таблица 2.1

| Тип ступени | $\pi_{ст}$ | $\eta_{ст}^*$ ср | q ($\lambda_{вх}$) |
|---------------|-------------|------------------|------------------------|
| Дозвуковая | 1,15...1,35 | 0,88...0,92 | 0,73...0,83 |
| Трансзвуковая | 1,4 ...1,75 | 0,87...0,90 | 0,78...0,89 |
| Сверхзвуковая | > 1,75 | 0,83...0,86 | 0,78...0,89 |
| Центробежная | 2,5 ...8,0 | 0,76...0,80 | 0,70...0,85 |

При выборе типа ступеней компрессора исходят из следующих соображений.

Применение дозвуковых ступеней с высокими значениями к.п.д. предпочтительнее для тех ГТД, к которым предъявляются повышенные требования по удельному расходу топлива. Трансзвуковые ступени в компрессорах наиболее часто применяют в качестве входных ступеней. Сверхзвуковые ступени применяют при создании особо компактных и легких компрессоров. Наиболее типичный пример применения трансзвуковых и сверхзвуковых ступеней — вентиляторные ступени ТРДД.

При расчете ГТД пользуются величиной к.п.д. компрессора, которая связана с к.п.д. ступени следующим образом:

$$\eta_k^* = \frac{L_{кс}^*}{L_k^*} = \frac{L_{кс}^*}{\sum_{l=1}^z \frac{L_{ст sl}^*}{\eta_{ст l}^*}}$$

где z — число ступеней в каскаде компрессора, $L_{кс}^*$ — изоэнтروпическая работа компрессора. Если исходят из среднего к.п.д. ступени, то это выражение приобретает следующий вид:

$$\eta_k^* = \eta_{ст}^* \frac{L_{кс}^*}{\sum_{l=1}^z L_{ст sl}^*}$$

Таким образом, в многоступенчатом компрессоре величина $\eta_k^* < \eta_{ст}^*$, так как в связи с подводом тепла в процессе политропического сжатия сумма изоэнтропических работ ступеней превышает величину $L_{кс}^*$. Величину η_k^* многоступенчатого компрессора в зависимости от выбранных значений $\eta_{ст}^*$ и π_k можно оценить по формулам (1.8) или по рис. 2.2.

На величину к.п.д. компрессора оказывает влияние понижение Re при высотных полетах ($H_n > 15...18$ км — для полноразмерных двигателей), а также уменьшение абсолютных размеров компрессора (влияние радиальных зазоров, пограничного слоя и т. п.). Так, например, у малоразмерных компрессоров ($\dot{V}_{пор} \leq 5...10$ кг/с) значения к.п.д. компрессора обычно на 2...5% меньше, чем у полноразмерных с одинаковой величиной π_k . В конечном итоге величина к.п.д. компрессора на расчетном режиме ГТД в общем случае оценивается следующим образом:

$$\eta_{кр}^* = \eta_{к0}^* - \Delta \eta_{к Re}^* - \Delta \eta_{к \sigma}^* - \Delta \eta_{к \pi}^*, \quad (2.6)$$

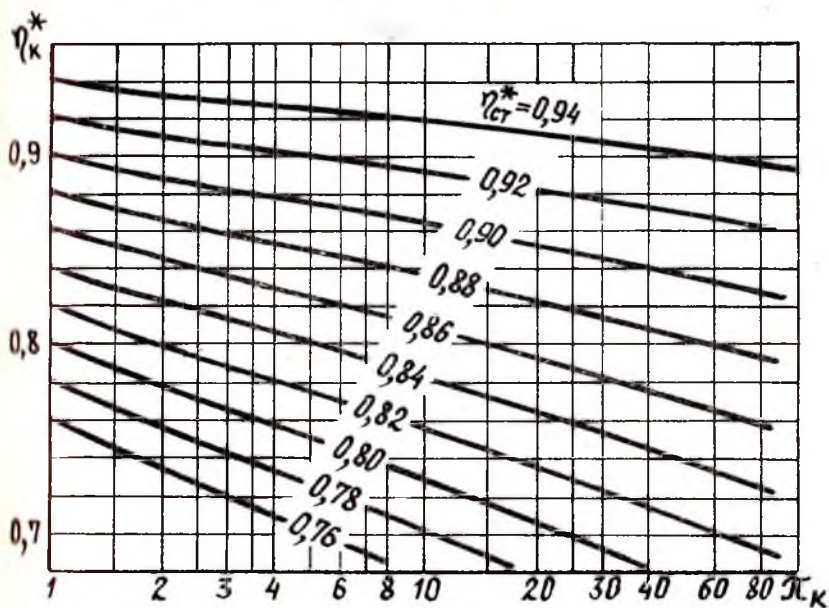


Рис. 2.2. Зависимости к.п.д. многоступенчатого компрессора от величины π_k и среднего к.п.д. ступеней [12]

где $\eta_{к0}^*$ определяется по величинам $\eta_{ст}^*$ и π_k (рис. 2.2), а в случае компрессора ИД ТРДД также и с учетом величины степени двухконтурности (см. рис. 1.4);

$\Delta \eta_{к Re}^* = 0...0,02$. Эта поправка выбирается (по рекомендации консультанта) обычно только для компрессора ИД ТРД и ТВД в зависимости от расчетной высоты и скорости полета ($H_n > 18$ км, $M_n < 1,0$);

$\Delta \eta_{к \sigma}^* = 0...0,05$ — поправка на малоразмерность компрессора. Выбирается (по рекомендации консультанта) в случае

малоразмерных ГТД в зависимости от величины $G_{в пр}$ [10] или $G_{в пр вых}$ [18];

$\Delta \eta_{кп}^*$ — принимаемое на расчетном режиме двигателя понижение к.п.д. компрессора вследствие выбора приведенной частоты вращения компрессора $\bar{n}_{пр} > 1$. Принимается для улучшения характеристик ГТД на режимах с пониженными значениями $n_{кпд пр}$.

Обычно для ГТД дозвуковых ЛА принимают на расчетном режиме $\Delta \eta_{кп}^* = 0$. Для ГТД сверхзвуковых ЛА выбирают $\Delta \eta_{кп}^* = 0,02 \dots 0,05$ (только для вентилятора ТРДД и компрессора НД ТРД) в зависимости от расчетного числа $M_{п}$: при бóльших $M_{п}$ — бóльшие значения $\Delta \eta_{кп}^*$.

Исходными параметрами при проектном расчете рабочего процесса в каждом каскаде компрессора являются величины:

$$p_{1i}^* = p_{вх i}^*; T_{1i}^* = T_{вх i}^*; \pi_{к i}; \eta_{к i}^*; G_{в i} = G_{в вх},$$

где i — индекс (наименование) соответствующего каскада компрессора. Искомыми являются выходные параметры данного каскада компрессора $p_{2i}^* = p_{к i}^*$; $T_{2i}^* = T_{к i}^*$, $N_{к i}$. При этом в случае ТРДД или ТРД

$$G_{в i} = G_{в i(i+1)} = G_{в вх} \frac{1}{m+1}, \quad (2.7)$$

где m — степень двухконтурности.

Если за i — каскадом производится отбор воздуха на охлаждение турбины, то $G_{в i(i+1)} = G_{п, в охл i}$.

Определяется давление за соответствующими каскадами компрессора:

$$p_{1i}^* = p_{1i}^* \pi_{к i}. \quad (2.8)$$

При этом полагаем $p_{1(i+1)}^* = p_{2i}^*$, т. е. потери давления между каскадами считаем включенными в к.п.д. следующего каскада компрессора.

Для определения величины $N_{к i}$ и T_{2i}^* вычисляют работу каждого каскада компрессора:

$$L_{к i}^* = \frac{k_n}{k_n - 1} R_n T_{1i}^* (\pi_{к i}^{\frac{k_n - 1}{k_n}} - 1) \frac{1}{\eta_{к i}^*} = \frac{i_{2s i}^* - i_{1i}^*}{\eta_{к i}^*}, \quad (2.9)$$

для чего определяют энтальпию i_{2s}^* по величине ТДФ $\pi (T_{2s i}^*) = \pi (T_{1i}^*) \pi_{к i}$ или принимают (в качестве первого приближения) $k_n = 1,4$ при $R_n = 0,2870$ кДж/кг·град. По величине $L_{к i}^*$ определяют мощность, потребляемую каскадом компрессора

$$N_{ki} = G_{vi} L_{ki}^*, \quad (2.10)$$

и температуру воздуха за каскадом компрессора по формуле

$$T_{2i}^* = T_{1i}^* + \frac{L_{ki}^*}{\frac{k_n}{k_n - 1} R_n} \quad (2.11, a)$$

или определяют T_{2i}^* по величине энтальпии

$$i_{2i}^* = i_{1i}^* + L_{ki}^*. \quad (2.11, b)$$

Для определения параметров ГТД на нерасчетных режимах используются характеристики компрессора (см. рис. 2.1 и П.1). Методика их применения описывается в главах 3...6 и в приложении.

2.4. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Проектируемая камера сгорания должна обеспечивать нагрев продуктов сгорания до заданного значения температуры T_{Γ}^* с допустимой неравномерностью температурного поля и с минимальными потерями давления и тепла. Полное давление в основных камерах сгорания снижается незначительно — величина $\sigma_{kc} = p_{\Gamma}^* / p_k^*$ у современных ГТД обычно составляет 0,935...0,96. Большие значения σ_{kc} обычно относятся к кольцевым камерам сгорания, меньшие — к трубчато-кольцевым и, чаще, к индивидуальным. У высокотемпературных ГТД для обеспечения надежного пленочного охлаждения первого СА турбины рекомендуется принимать $\sigma_{kc} \leq 0,95$.

Качество горения в камере характеризуется коэффициентом полноты сгорания η_{Γ} . В основных камерах сгорания современных ГТД полнота сгорания обычно весьма высокая: $\eta_{\Gamma} = 0,98...0,995$.

Исходными параметрами при проектном расчете рабочего процесса в основных камерах сгорания двигателя являются параметры воздуха на входе в камеру: T_k^* , p_k^* , G_v а также величины T_{Γ}^* , η_{Γ} , σ_{kc} .

Величина относительного расхода топлива в камере сгорания определяется следующим образом:

$$q_{\text{отн}} = \frac{G_m}{G_{vkc}} = \frac{(i_{\Gamma}^* - i_k^*)_{z=\infty}}{H_u \eta_{\Gamma} - (1 + L_0) (i_{\Gamma}^* - i_k^*)_{z=1} + L_0 (i_{\Gamma}^* - i_k^*)_{z=\infty}}, \quad (2.12)$$

$$\text{или } H_u = H_{u0} + L_0 (i_k^* - i_{293})_{z=\infty} - (1 + L_0) (i_k^* - i_{293})_{z=1}.$$

Величину $H_{и0}$ для стандартного углеводородного топлива типа керосинов [19] рекомендуется принимать: $H_{и0} = 42900$ кДж/кг (~ 10250 ккал/кг) при $L_0 = 14,78$.

Величину q_m соответствующую уравнению (2.12), можно определить по номограмме (рис. 2.3).

По величине q_m определяют секундный и часовой расходы топлива

$$G_{m c} = q_m G_{в кс}; \quad (2.13)$$

$$G_{m ч} = 3600 G_{m c}. \quad (2.14)$$

$$\text{Здесь } G_{в кс} = G_{в 1} - \sum_{j=1}^n (1 - v_{охл \Sigma j}) G_{в 1}, \quad (2.15)$$

где n — число каскадов турбокомпрессора;

$$v_{охл \Sigma i} = 1 - [(1 - v_{охл пл са})_i + (1 - v_{охл са})_i + (1 - v_{охл рк})_i + (1 - v_{ут})_i],$$

где $v_{охл пл са i}$, $v_{охл са i}$, $v_{охл рк i}$, $v_{ут i}$ — коэффициенты изменения массового расхода вследствие отбора воздуха на охлаждаемые* СА и РК и утечек $G_{в охл}$ в i -том каскаде турбины (см. разд. 2.5). Так, например, в случае двухкаскадной охлаждаемой турбины в общем случае ($T_{г}^* = T_{кс}^*$) имеем:

$$v_{охл \Sigma} = 1 - [(1 - v_{охл пл са})_{вд} + (1 - v_{охл са})_{вд} + (1 - v_{охл рк})_{вд} + (1 - v_{ут})_{вд} + (1 - v_{охл пл са})_{нд} + (1 - v_{охл са})_{нд} + (1 - v_{охл рк})_{нд} + (1 - v_{ут})_{нд}].$$

У современных ГТД в качестве расчетной температуры газа $T_{г}^*$ в случае расположения за камерой сгорания высокотемпературной турбины с пленочным охлаждением СА, часто принимают температуру газа в горловине ее первого СА. В этом случае температура $T_{г}^*$ следующим образом связана с температурой на выходе из камеры сгорания $T_{кс}^*$:

$$i_{кс}^* = \frac{G_{г} i_{г}^* - i_{охл}^* (1 - v_{охл пл са в д}) G_{в 1}}{G_{г} - G_{в 1} (1 - v_{охл пл са в д})} \quad \text{или}$$

$$T_{кс}^* \cong \frac{G_{г} T_{г}^* - \frac{c_{p в}}{c_{p г}} T_{охл}^* (1 - v_{охл пл са в д}) G_{в 1}}{G_{г} - G_{в 1} (1 - v_{охл пл са в д})}.$$

Из этих уравнений следует, что при отсутствии пленочного охлаждения СА, а также у неохлаждаемых турбин, температура

* В случае отсутствия охлаждения СА или РК какого-либо каскада в формулу $v_{охл \Sigma i}$ подставляют соответственно $v_{охл i} = 1,0$.

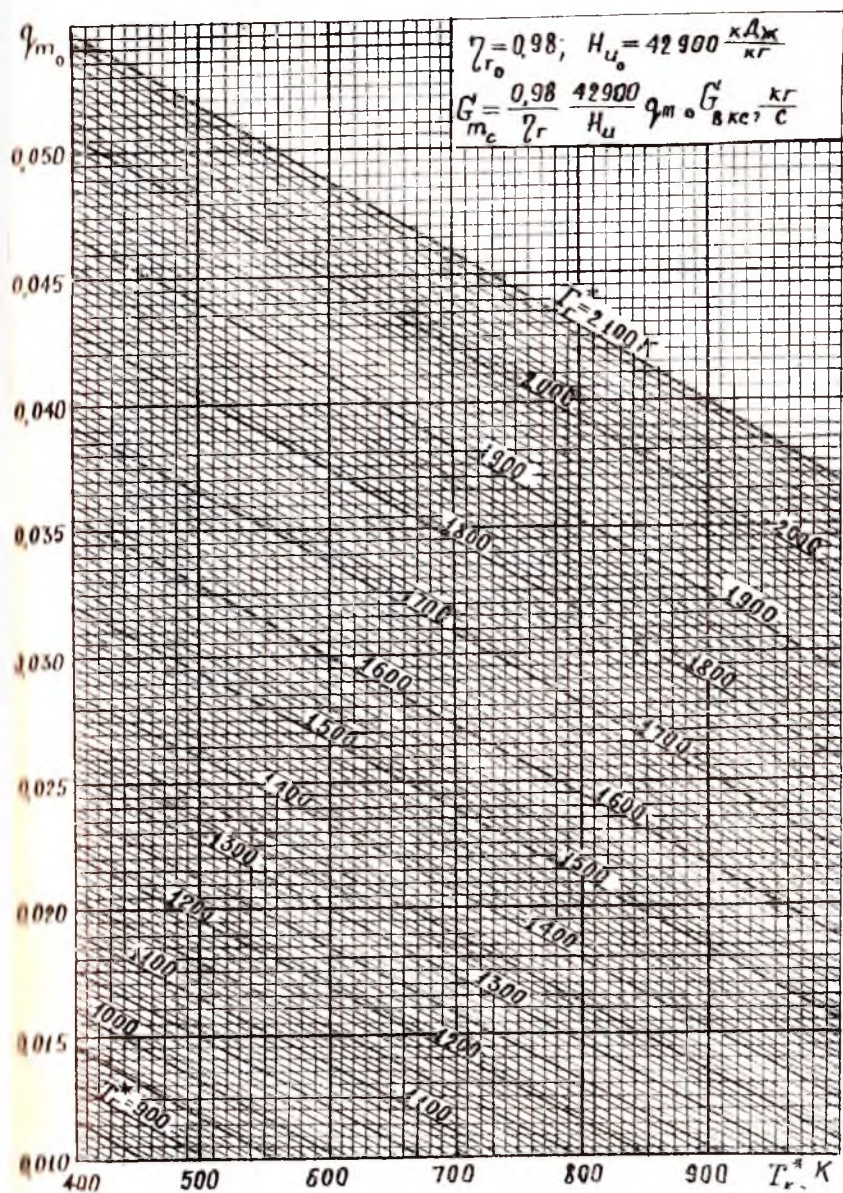


Рис. 2.3. Номограмма для определения величины относительного расхода топлива ГТД

газа в горловине СА совпадает с температурой перед СА турбины (т. е. $T_r^* = T_{кс}^*$), а при наличии пленочного охлаждения $T_r^* < T_{кс}^*$. В данном пособии в качестве расчетной рассматривается температура газа в горловине первого соплового аппарата турбины T_r^* , поэтому при определении величины G_m в уравнении (2.15) следует принимать $v_{охл пл са} = 1$, т. е. рассматривать эту часть охлаждающего воздуха как вторичный воздух камеры сгорания.

В отдельных случаях в качестве расчетной принимают также температуру газа перед первым рабочим колесом турбины $T_{са}^*$, которая следующим образом связана с температурой в горловине первого СА T_r^* :

$$i_{са}^* = \frac{G_r i_r^* + i_{охл} (1 - v_{охл са вл}) G_{вл}}{G_r + (1 - v_{охл са вл}) G_{вл}} \quad \text{ИЛИ}$$

$$T_{са}^* \approx \frac{G_r T_r^* + \frac{c_{p в}}{c_{p г}} T_{охл}^* (1 - v_{охл са вл}) G_{вл}}{G_r + (1 - v_{охл са вл}) G_{вл}}$$

Таким образом, при отсутствии охлаждения СА $T_{са}^* = T_r^*$, а в случае охлаждаемого СА $T_{са}^* < T_r^*$.

Расход газа, состав смеси и давление на выходе из камеры сгорания определяются по следующим уравнениям:

$$G_r = G_{в кс} + G_{м с}; \quad (2.16)$$

$$a_{кс} = \frac{1}{c_{г м} L_0}; \quad (2.17)$$

$$p_r^* = p_{кс}^* \sigma_{кс}. \quad (2.18)$$

2.5. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ТУРБИНЕ

Проектируемая турбина должна обеспечивать заданную мощность и пропускную способность при максимально возможном значении к.п.д. и наименьшей массе. Большинство современных ГТД имеют осевые турбины. На малоразмерных ГТД находят также применение радиально-осевые турбины.

В лучших осевых турбинах достигнут высокий уровень аэродинамического совершенства, который характеризуется следующими максимальными значениями к.п.д. ступени: $\eta_{ст \max}^* = 0,93 \dots 0,94$.

Что касается радиально-осевых турбин, то здесь максимальные значения к.п.д. в одной ступени обычно составляют $0,87 \dots 0,9$.

В зависимости от выбора расчетного режима и нагруженности ступеней, возможности обеспечить минимальный радиальный зазор, тщательности изготовления, мероприятий по минимизации массы и т. п., значения к.п.д. ступени у турбин могут по-

лучаться несколько меньше указанных выше максимальных значений. Характерные значения к.п.д. у различных типов неохлаждаемых ступеней осевых турбин на их расчетном режиме, достигнутые в настоящее время на полноразмерных авиационных ГТД, приводятся в табл. 2.2. [1, 12, 17, 18, 21].

Таблица 2.2

| Тип ступени турбины | $\eta_{ст}^*$ |
|---|---------------|
| Неохлаждаемые ступени при оптимальной нагруженности ($Y_T^* = 0.5...0.6$) | 0,91...0,93 |
| Сильно нагруженные ($Y_T^* < 0,5$) неохлаждаемые ступени | 0,89...0,91 |

Основываясь на предварительной оценке величин Y_T^* (см. разд. 1.4) и данных табл. 2.2, выбирают значения $\eta_{ст}^*$. При этом исходят из того, что сильно нагруженные ступени чаще всего применяются или в турбинах НД ТРДД с целью снижения массы двигателя, или в высокотемпературных турбинах ВД в качестве первых ступеней с целью максимально возможного снижения температуры газа перед последующими ступенями турбины.

При расчете ГТД пользуются величиной к.п.д. турбины, которая связана с к.п.д. ступени следующим образом.

$$\eta_T^* = \frac{L_T^*}{L_{Ts}^*} = \frac{\sum_{i=1}^z L_{ст si}^* \eta_{ст i}^*}{L_{Ts}^*},$$

где z — число ступеней турбины; L_{Ts}^* — изоэнтропическая работа турбины. Если исходят из среднего к.п.д. ступени, то это выражение приобретает следующий вид:

$$\eta_T^* = \eta_{ст}^* \frac{\sum_{i=1}^z L_{ст si}^*}{L_{Ts}^*}.$$

Таким образом, в многоступенчатой турбине величина $\eta_T^* > \eta_{ст}^*$, так как в связи с «возвратом» тепла в процессе политропического расширения сумма изоэнтропических работ ступеней превышает величину L_{Ts}^* . Величину η_T^* многоступенчатой турбины в зависимости от выбранных величин $\eta_{ст}^*$ и z_T можно оценить по рис. 2.4. Для этого по (1.10) предварительно оценивают величину λ_T . Величины η_T^* можно также определить по формулам (1.9).

Для охлаждения турбины чаще всего используют воздух, отбираемый за компрессором или из вторичной зоны камеры сго-

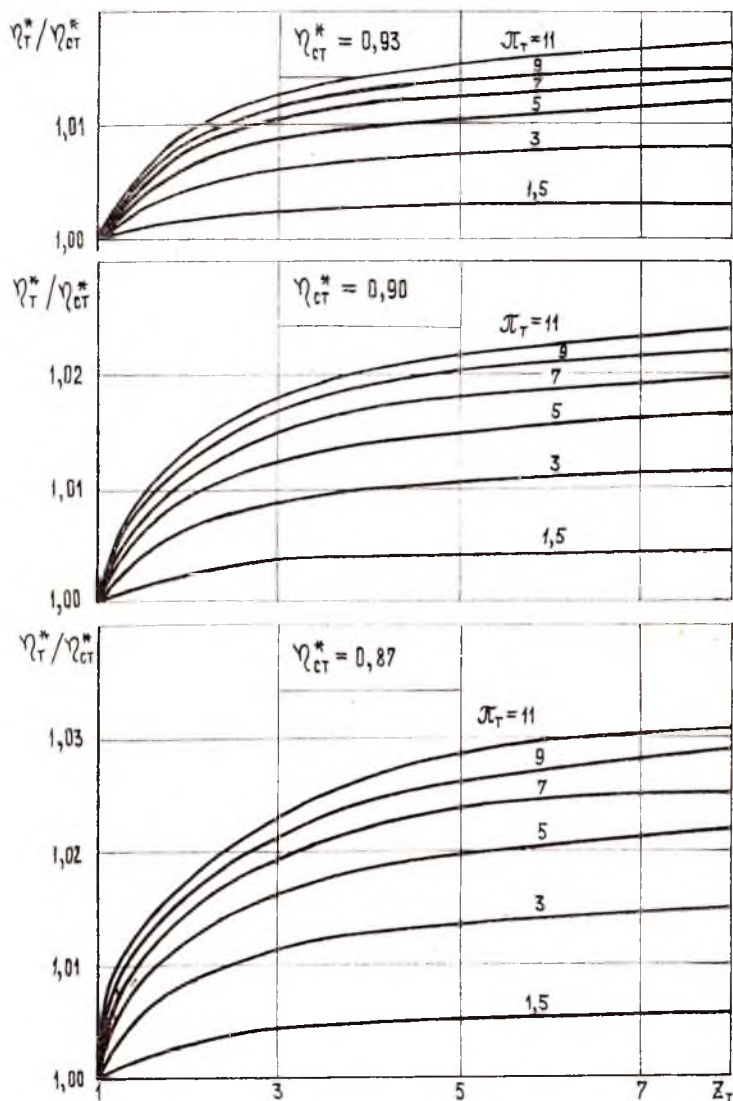


Рис. 2.4. Зависимости соотношения к.п.д. многоступенчатой турбины и среднего к.п.д. ступеней от величин π_T и Z_T .

рапия. Система охлаждения оказывает существенное воздействие на величину к.п.д. турбины. В этом случае для термодинамического расчета ГТД пользуются величиной так называемого первичного к.п.д. охлаждаемой турбины $\eta_{тп}^* = \eta_{тo}^* - \Delta \eta_{т охл}^* = \frac{N_T}{G_T L_{тс}^*}$, который представляет собой отношение мощности на валу турбины к располагаемой изоэнтропической энергии газа, рассчитанной по расходу и температуре смеси газа и охлаждающего воздуха в горловине первого СА. Для определения величины $\eta_{тп}^*$ сначала по табл. 2.1 и рис. 2.4 оценивают величину к.п.д. аналогичной неохлаждаемой турбины $\eta_{тo}^*$, а по величине необходимых затрат воздуха на охлаждение рабочих колес турбины $\bar{G}_{в охл рк}$ оценивают по статистическим данным ожидаемое понижение к.п.д. турбины $\Delta \eta_{т охл}^*$ вследствие влияния системы охлаждения (рис. 2.5). Значения относительных величин $\bar{G}_{в охл рк} = (1 - v_{охл рк}) + (1 - v_{ут})$ и $v_{охл i}$ [см. уравнение (2.15)] зависят от максимальной температуры газа перед турбиной. Их оценивают с помощью статистических зависимостей, приведенных на рис. 2.6, где

$v_{охл ил са} = 1 - \frac{G_{в охл ил са}}{G_{в i}}$ — коэффициент изменения массового расхода вследствие отбора воздуха для создания пленочного охлаждения СА;

$v_{охл са} = 1 - \frac{G_{в охл са}}{G_{в i}}$ — коэффициент изменения массового расхода вследствие отбора воздуха на охлаждение соплового аппарата турбины (без учета затрат воздуха на пленочное охлаждение СА);

$v_{охл рк} = 1 - \frac{G_{в охл рк}}{G_{в i}}$ — коэффициент изменения массового расхода вследствие отбора воздуха на охлаждение рабочих лопаток и дисков рабочих колес турбины;

$v_{ут i} = 1 - \frac{G_{в охл i}}{G_{в i}}$ — коэффициент изменения массового расхода вследствие утечек охлаждающего воздуха в i -том каскаде турбины.

Для выбора по рис. 2.6 необходимых величин $v_{охл}$ и $v_{ут}$ для турбин СД и НД оценивают температуру $T_{г i \max}^*$ по приближенным формулам:

$$\left. \begin{aligned} T_{гнд \max}^* &\cong T_{гвд \max}^* / (\pi_{твд} \cdot \pi_{тсд})^{\frac{k-1}{k} \cdot \gamma_{гсд}^*}, \\ T_{гсд \max}^* &\cong T_{гвд \max}^* / \pi_{твд}^{\frac{k-1}{k} \cdot \gamma_{гсд}^*}. \end{aligned} \right\} \quad (2.19)$$

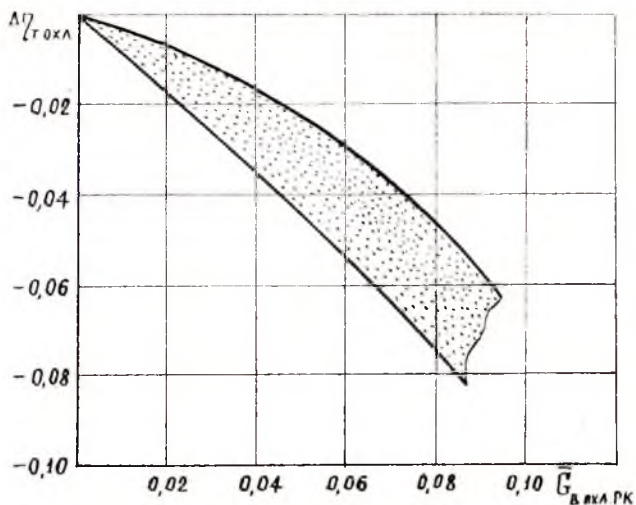


Рис. 2.5. Понижение к.п.д. турбины в зависимости от затрат воздуха на охлаждение ее рабочих колес:
 $G_{в\text{ охл рк}} = (1 - \nu_{\text{охл рк}}) + (1 - \nu_{\text{ут}})$

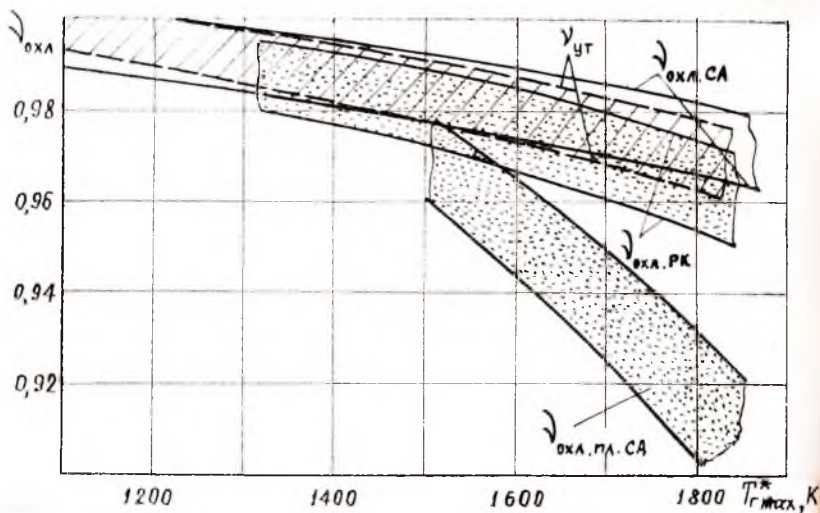


Рис. 2.6. Статистические зависимости величин $\nu_{\text{охл п.л.с.а.}}$, $\nu_{\text{охл с.а.}}$, $\nu_{\text{охл р.к.}}$ и $\nu_{\text{ут}}$ от температуры $T_{г\text{ макс}}^*$ охлаждаемых турбин ВД, СД и НД

В тех случаях, когда величины π_{Ti} неизвестны, температуру газа на входе в турбину СД или НД можно приближенно оценить по регрессионным зависимостям, основанным на обобщении статистических данных ГТД:

$$\left. \begin{aligned} T_{гид}^* &= 350 + 0,52 T_{г}^* ; \\ T_{гсл}^* &\approx 280 + 0,63 T_{г}^* . \end{aligned} \right\} \quad (2.20)$$

На величину к.п.д. турбины оказывает влияние понижение числа Re при высотных полетах ($H_{п} \geq 14...15$ км у ТРДД, $H_{п} \geq 8...9$ км у ТВД и $H_{п} \geq 3...5$ км у ТВаД), а также уменьшение абсолютных размеров турбины ($A_{т} = \frac{G_{т} \sqrt{R_{г} 10^3 T_{г}^*}}{p_{г}^* 10^3} \leq$

(0,005 ... 0,015) м²) (рис. 2.7). В этих случаях при предварительных расчетах необходимо снижать к.п.д. турбины относительно рекомендованных значений.

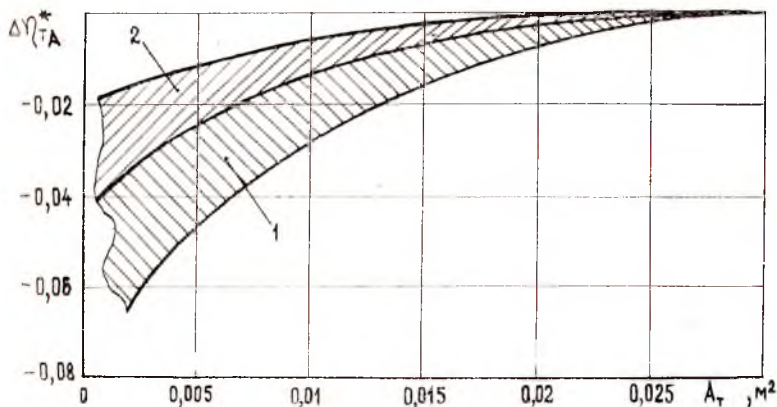


Рис. 2.7. Статистические зависимости влияния абсолютных размеров осевых турбин на их к.п.д.: 1 — лопатки без бандажных полок; 2 — лопатки с бандажными полками

В конечном итоге величина к.п.д. турбины на расчетном режиме ГТД в общем случае оценивается следующим образом:

$$\eta_{тp}^* = \eta_{тu}^* - \Delta \eta_{тохл}^* - \Delta \eta_{тRe}^* - \Delta \eta_{тА}^* , \quad (2.21)$$

где $\eta_{тu}^*$ — определяется по выбранным величинам $\eta_{г}^*$ и $z_{т}$ и расчетной величине $\pi_{т}$ (см. рис. 2.4). Для этого $\pi_{т}$ оценивается по (1.10) или определяют $\eta_{тu}^*$ непосредственно по формулам (1.9);

$\Delta \eta_{\text{Т охл}}^*$ — оценивается по рис. 2.5 в зависимости от величины $\bar{G}_{\text{в охл рк}}$;

$\Delta \eta_{\text{Т Re}}^*$ = 0...0,02. Эта поправка выбирается (по рекомендации консультанта) обычно только для турбины НД в зависимости от величины H_n , заданной в качестве расчетной ($\Delta \eta_{\text{Т Re}}^* \approx 0,01 \dots 0,02$ при $H_n = 9 \dots 11$ км у ТВД и ТВВД и при $H_n \approx 17 \dots 18$ у ТРДД);

$\Delta \eta_{\text{Т А}}^*$ — поправка на малоразмерность турбины. Выбирается в зависимости от расчетной величины пропускной способности турбины A_T [см. формулу (2.22) и рис. 2.7]. При определении необходимой величины этой поправки для проектируемого ГТД допустимо оценивать величину A_T

по упрощенной формуле $A_T \cong \frac{G_v \sqrt{R 10^3 T_T^*}}{p_T^* 10^3}$, где значения

T_T^* и $p_T^* = p_{\text{вх}}^* \pi_k \sigma_{\text{кс}}$ берут из исходных данных проектного расчета ГТД, а величину G_v определяю приближенно по уравнению $G_v = P_{\text{дв зад}} / P_{\text{уд}}$ (или $N_{\text{дв зад}} / N_{\text{уд}}$), где величины $P_{\text{уд}} = f(\pi_k, m, T_T^*)$ или $N_{\text{уд}} = f(\pi_k, T_T^*)$ для расчетных условий полета оценивают по соответствующим типовым зависимостям для удельных параметров ГТД [10].

Турбина ГТД приводит во вращение, помимо компрессора агрегаты двигателя (регуляторы, коробки приводов и т. д.) Кроме того, часть мощности турбины затрачивается на преодоление трения в подшипниках и т. п. Эти дополнительные затраты мощности обычно учитывают величиной механического к.п.д.

$$\eta_m = \frac{N_T - N_m}{N_T}$$

где N_m — затраты мощности турбины на привод агрегатов и трение в подшипниках. У многовальных ГТД без свободной турбины величину N_m обычно относят только к $N_{\text{ТВД}}$. Величина механического к.п.д. у них обычно составляет $\eta_{\text{мвд}} = 0,98 \dots 0,995$. При этом меньшие величины η_m обычно соответствуют малоразмерным ГТД. При применении свободной турбины ее механические потери обычно учитываются отдельно: $\eta_{\text{мсв}} \approx 0,99 \dots 0,995$. В случае ТВАД с редуктором в механический к.п.д. свободной турбины иногда включают и потери в редукторе ($\eta_{\text{ред}} \approx 0,97 \dots 0,99$). В этих случаях $\eta_{\text{мсв}} = \eta_m \eta_{\text{ред}} = 0,98 \dots 0,96$ [9].

Порядок расчета рабочего процесса турбины зависит от конструктивной схемы двигателя и назначения данного каскада турбины.

2.5.1. Расчет рабочего процесса турбин ВД и СД у всех типов ГТД, а также турбин НД у двухвальных ТРД, ТРДД и ТВад

Исходными параметрами расчета являются параметры газа перед турбиной*) $T_{3i}^* = T_{Ti}^*$, $G_{3i} = G_{Ti}$ (в данной методике T_{Ti}^* и G_{Ti} — в горловине СА), $p_{3i}^* = p_{Ti}^*$, а также величины N_k , $\gamma_{охл са}$, $\gamma_{охл рк}$, $\gamma_{ут}$ и $T_{охл}^* = T_k^*$, где i — индекс (или наименование) соответствующего каскада турбокомпрессора. Искомыми являются параметры на выходе из данного каскада турбины $p_{4i}^* = p_{Ti}^*$, $T_{4i}^* = T_{Ti}^*$, G_{4i} , и др.

Вычисляют необходимую пропускную способность турбины (м^2)

$$L_{Ti} = \frac{G_{3i} \sqrt{R_{\Gamma} 10^3 T_{3i}^*}}{p_{3i}^* 10^3} \quad (2.22)$$

Определяют потребную работу турбины

$$L_{Ti}^* = \frac{N_{Ti}}{G_{3i}} \quad (2.23)$$

где величина N_{Ti} находится из баланса мощности для данного каскада [см., например, формулу (3.2)], а G_{3i} для турбин ВД — по формуле (2.16), для турбин СД и НД — по формуле (2.26).
Определяют степень расширения газа в турбине:

$$\pi_{Ti} = \frac{\pi(T_{3i}^*)}{\pi(T_{4si}^*)} \cong \left(1 - \frac{\Delta T_{Ti}^*}{T_{3i}^* \eta_{Ti}^*} \right)^{-\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} \quad (2.24)$$

где величину $\pi(T_{4si}^*)$ определяют по значению изоэнтропическойenthalпии газа на выходе из турбины [10, 19]:

$$i_{4si}^* = i_{3i}^* - \frac{L_{Ti}^*}{\eta_{Ti}^*}$$

или вычисляют величину $\Delta T_{Ti}^* = \frac{L_{Ti}^*}{c_{p\Gamma}}$, принимая (в первом приближении) $k_{\Gamma} = 1,33$; $R_{\Gamma} = 0,2872$ кДж/кг град; $c_{p\Gamma} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} \cong 1,15 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{град}}$.

Рассчитываются искомые параметры газа на выходе из турбины:

$$p_{4i}^* = p_{3i}^* / \pi_{Ti}; \quad (2.25)$$

*) Чтобы исключить ошибки при составлении методики расчета ГТД, вход и выход из каскадов турбины, в отличие от каскадов компрессора, обозначим шифрами 3 и 4.

$$G_{4i} = G_{3i} + G_{в1} [(1 - v_{охл\ са\ i}) + (1 - v_{охл\ рк\ i}) + (1 - v_{ут\ i}) + (1 - v_{охл\ пл\ са\ i-1})],$$

где величина $v_{охл\ пл\ са\ i-1}$ относится к каскаду турбины, ложенному за i -тым каскадом. При этом на выходе из него охлаждаемого каскада турбины получим:

$$G_4 = G_{31}(1 + q_{ин} v_{охл\ 2}),$$

$$T_{4i}^* = (T_{3i}^* - \Delta T_{гi}^*) \frac{G_3}{G_4} + \left(1 - \frac{G_3}{G_4}\right) \cdot \frac{c_{о\ в}}{c_{о\ г}} \cdot T_{охл}^*,$$

где $c_{p\ в} = \frac{k_{в}}{k_{в} - 1} R_{в}$, $k_{в} = 1,4$; $R_{в} = 0,287$ кДж/кг·град или определяют температуру T_{4i}^* по величине энтальпии

$$i_{4i}^* = \frac{(i_{3i}^* - L_{гi}^*) G_{3i} + i_{охл}^* G_{в1} [(1 - v_{охл\ са\ i}) + (1 - v_{охл\ рк\ i}) + (1 - v_{ут\ i}) + (1 - v_{охл\ пл\ са\ i-1})]}{G_{4i}},$$

где энтальпия $i_{охл}^*$ берется по температуре воздуха за сором ГТД: $T_{охл}^* \cong T_{к}^*$.

2.5.2. Расчет рабочего процесса турбины одновальных турбин НД двухвальных ТВД и свободной турбины

Исходными данными расчета служат параметры газа на турбину: $T_3^* = T_{гi}^*$, $G_3 = G_{гi}$, $p_3^* = p_{гi}^*$, а также π_c и $T_{охл}^*$. Величину π_c определяют по рекомендациям, данным в главах 5 и 6. Необходимая пропускная способность турбины A_T вычисляется по формуле (2.22).

Определяют величину давления за турбиной и π_T :

$$p_4^* = p_{и} \pi_c;$$

$$\pi_T = p_3^* / p_4^*.$$

Рассчитывают работу турбины

$$L_T^* = (i_3^* - i_{4s}^*) \eta_T^* \cong \frac{k_{г}}{k_{г} - 1} R_{г} T_3^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T \frac{k_{г} - 1}{k_{г}}}\right) \eta_T^*,$$

где энтальпию газа i_{4s}^* определяют по ТДФ $\pi(T_{4s}^*) = \pi T_3^*$ или вычисляют L_T^* , принимая (в первом приближении) $k_{г}$ и $R_{г} = 0,2872$ кДж/кг·град.

Определяют мощность, развиваемую турбиной:

$$N_T = G_3 L_T^*.$$

По формулам (2.26,а), (2.27) вычисляют искомые параметры выходя из турбины: G_4 и T_4^* .

Для определения параметров ГТД на нерасчетных режимах пользуются характеристики турбины (см. рис. П.2). Методика применения описывается в главах 3...6 и в приложении.

2.6. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СМЕШЕНИЯ

Смешение выхлопных потоков широко применяется на современных ТРДД. Благодаря смешению потоков уменьшаются потери кинетической энергии с выходной струей и соответственно удельный расход топлива и шум ГТД, упрощаются задачи конструирования сопла, реверсивного устройства, форсажной камеры.

Наибольший эффект от смешения (выравнивания поля температур) наблюдается в тех случаях, когда $m = 2...3$. При этом теоретически выигрыш в $P_{уд}$ и $c_{уд}$ в условиях полета может достигать 4...5%. Однако во многих случаях целесообразно смешивать потоки и при больших степенях двухконтурности. При этом также получают уменьшение $c_{уд}$, снижение шума струи и ее инфракрасного излучения. В реальных конструкциях имеет место неполное смешение, а также дополнительные гидравлические потери, что снижает расчетную величину прироста тяги на 20...40% [10].

Для обеспечения максимального эффекта от смешения величины π_v и m у ТРДДсм выбираются такими, чтобы обеспечить близкое к оптимальному соотношение полных давлений смешиваемых потоков: $p_{11}^*/p_1^* \cong 0,95...1,05$ [10, 17, 18] (см. формулу $M_{кр см}$ в разд. 4.2).

Проектный расчет процесса в камере смешения ТРДД выполняется следующим образом. Исходные параметры: $p_1^* = p_T^* \sigma_1$ (величина σ_1 выбирается в пределах 0,99...1,0), $T_1^* = T_T^*$, $\dot{M}_1 = G_{ГТ}$ (по уравнению 2.26,а), $p_{11}^* = p_{в11}^* \sigma_{11}$ (величину σ_{11} у ТРДДсм выбирают в пределах 0,96...0,97 при $m < 2...2,5$ и 0,985...0,995 у ТРДД с большой двухконтурностью), $T_{11}^* = T_{в11}^*$, $\dot{M}_{11} = G_{в11}$.

Определяют расход смеси

$$G_{см} = G_{II} + G_{I}, \quad (2.32)$$

температуру смеси
$$T_{см}^* = \frac{T_1^* + \bar{c}_{pв} \bar{G}_{II} T_{II}^*}{(1 + \bar{G}_{II}) \cdot \bar{c}_{p см}}, \quad (2.33)$$

где $\bar{G}_{II} = G_{II} / G_I$; $\bar{c}_{pв} = c_{pв} / c_{pГ}$; $\bar{c}_{p см} = c_{p см} / c_{pГ}$;

$c_{pв} = 1,005$ кДж/кг град; $c_{pг} = 1,150$ кДж/кг град; $c_{pсм} = \frac{c_{pг} + m c_{pв}}{1 + m}$,
или определяют $T_{см}^*$ непосредственно по величине энтальпии

$$i_{см}^* = \frac{i_{гI}^* G_I + i_{вII}^* G_{II}}{G_{см}} \quad (2.34)$$

Вычисляют статическое давление на входе в камеру смешения

$$p_I = p_{II} = p_I^* \pi(\lambda_I), \quad (2.35)$$

где ГДФ $\pi(\lambda_I)$ определяют, задаваясь величиной $\lambda_I \approx 0,35 \dots 0,5$ — у ТРДД, $\lambda_I \approx 0,2 \dots 0,4$ — у ТРДДФ*), откуда

$$\pi(\lambda_{II}) = p_{II} / p_{II}^* \quad (2.36)$$

Определяют площади проходных сечений на входе в камеру смешения

$$F_I = \frac{G_I \sqrt{T_I^*}}{39,7 p_I^* q(\lambda_I)}, \quad (2.37)$$

где $39,7 = \sqrt{\frac{k_g 10^3}{R_g} \left(\frac{2}{k_g + 1} \right)^{\frac{k_g + 1}{k_g - 1}}} = m_g$.

$$F_{II} = \frac{G_{II} \sqrt{T_{II}^*}}{40,4 p_{II}^* q(\lambda_{II})}, \quad (2.38)$$

где $40,4 = \sqrt{\frac{k_b 10^3}{R_b} \left(\frac{2}{k_b + 1} \right)^{\frac{k_b + 1}{k_b - 1}}} = m_b$.

Здесь ГДФ $q(\lambda_I)$ и $q(\lambda_{II})$ находятся по величине λ_I и $\pi(\lambda_{II})$. Решая уравнение импульсов, определяют приведенную скорость потока после смешения при условии $F_{см} = F_I + F_{II}$:

$$z(\lambda_{см}) = \frac{m}{m+1} z(\lambda_{II}) \sqrt{\frac{T_{II}^*}{T_{см}^*}} + \frac{1}{m+1} z(\lambda_I) \sqrt{\frac{T_I^*}{T_{см}^*}}, \quad (2.39)$$

где ГДФ $z(\lambda_I)$ и $z(\lambda_{II})$ находят по величинам λ_I и $\pi(\lambda_{II})$. Определяют полное давление смеси на выходе из камеры смешения:

*) При выборе величины $\lambda_I > 0,2$ перед форсажной камерой требуется ставить диффузор, т. е. принимать $F_{фк} > F_{см}$ поэтому для современных ТРДДФ характерна тенденция к применению меньших значений λ_I .

$$\rho_{см}^* = \frac{G_{см} \sqrt{T_{см}^*} \sigma_{к см}}{40,4 \cdot q(\lambda_{см}) F_{см}}, \quad (2.40)$$

где ГДФ $q(\lambda_{см})$ определяется по $z(\lambda_{см})$, принимая в первом приближении $k_{см} \approx 1,4$.

В формуле (2.40) принимают величину гидравлических потерь в камере смешения $\sigma_{к см} = 0,99 \dots 0,995$. Полное давление смеси может быть определено также графически с помощью рис. 2.8.

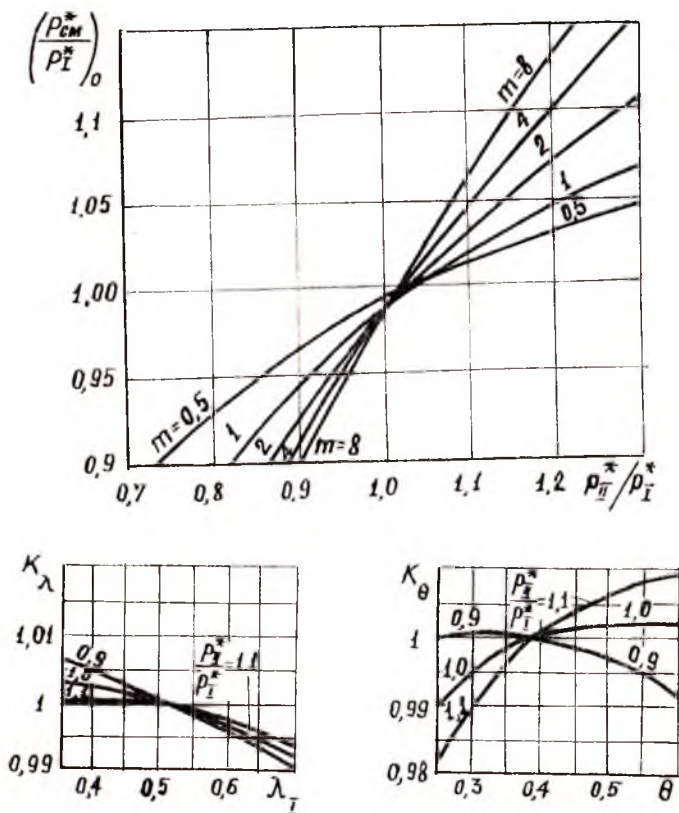


Рис. 2.8. Зависимость полного давления смеси от соотношения полных давлений потоков, смешиваемых в камере постоянного сечения: $\rho_{см}^* = \rho_I^* \cdot (\rho_{см}^* / \rho_I^*)$; k_{λ} k_{θ} $\sigma_{к см}$; $\theta = T_{II}^* / T_I^*$

2.7. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ

Диаметр форсажной камеры сгорания обычно определяет максимальный диаметр двигателя. Поэтому в форсажных камерах применяют более высокие скорости потока, чем в основных камерах сгорания. Скорость во входном сечении таких камер обычно соответствует $\lambda_{\text{вх фк}} = 0,18 \dots 0,22$. Коэффициент восстановления полного давления в форсажной камере

$$\sigma_{\text{фк}} = \sigma_{\text{г}} \sigma_{\text{т}},$$

где $\sigma_{\text{г}} = 0,95 \dots 0,97$ — коэффициент, учитывающий гидравлические потери в диффузоре, фронтном устройстве и т. д. Большие его значения получают при отсутствии диффузора;

$\sigma_{\text{т}}$ — коэффициент, учитывающий потери полного давления, возникающие при подводе тепла к движущемуся газу. Величину $\sigma_{\text{т}}$ оценивают в зависимости от степени подогрева ($T_{\text{ф}}^* / T_{\text{вх фк}}^*$), скорости $\lambda_{\text{вх фк}}$ и формы проточной части форсажной камеры. При дипломном проектировании ГТД обычно принимают цилиндрическую форму форсажной камеры (рис. 2.9).

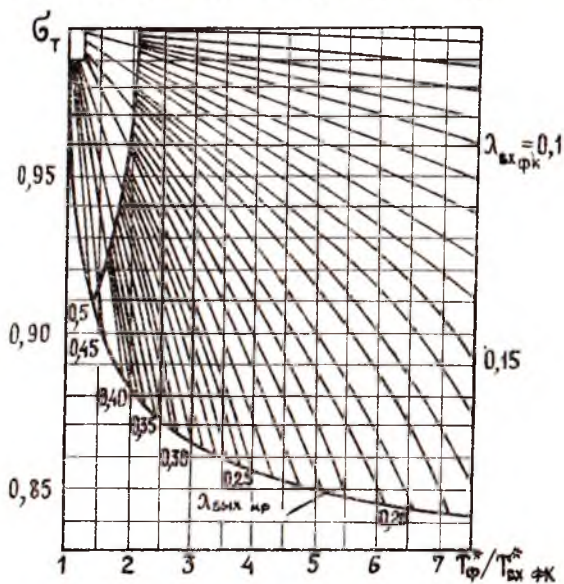


Рис. 2.9. Зависимость коэффициента $\sigma_{\text{т}}$ при постоянной площади сечения форсажной камеры от величины скорости $\lambda_{\text{вх фк}}$ и степени подогрева $T_{\text{ф}}^* / T_{\text{вх фк}}^*$ [2]

Полнота сгорания в форсажных камерах обычно меньше, чем в основных (см. рис. 2.10). В типовом случае у ГТД многорежимных ЛА: $\eta_{гф} = 0,92 \dots 0,95$ при $\alpha_{\Sigma} = 1,4 \dots 2,0$ ($T_{ф}^* \approx 1400 \dots 1700$ К — частичные (крейсерские) форсированные режимы); $\eta_{гф} = 0,82 \dots 0,90$ при $1,1 < \alpha_{\Sigma} < 1,3$ ($T_{ф}^* \approx 1850 \dots 2000$ К — полный (максимальный) форсированный режим). Однако в специальных форсажных камерах для СПС на крейсерских режимах получают и более высокие значения $\eta_{гф \max} \approx 0,96 \dots 0,99$.

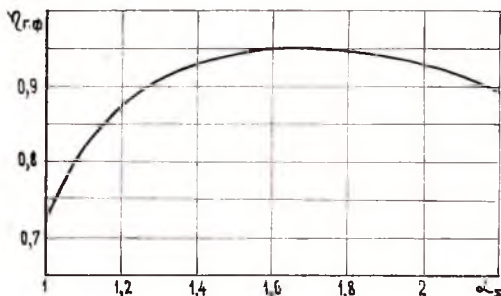


Рис. 2.10. Типичная характеристика полноты сгорания в форсажной камере по составу смеси [12]

Рабочий процесс в форсажной камере ТРДД и ТРД рассчитывается следующим образом.

Неходными параметрами, помимо выбранной величины q ($T_{ф}^*$), скорости $\lambda_{вх фк}$ и величины σ_r , являются $G_{см}, p_{см}^*, p$ и $T_{см}^*$ для ТРДДФ_{см}; $G_{гт}, p_{гт}^*, T_{гт}^*$ — для ТРДФ и ТРДДФ_I; $G_{шт}, p_{шт}^*, T_{шт}^*$ — для ТРДДФ_{II}.

Определяют расчетную площадь сечения форсажной камеры:

$$F_{фк} = \frac{G_{см} \sqrt{T_{см}^*}}{10,4 p_{см}^* \sigma_r q (\lambda_{вх фк})} \quad \text{— для ТРДДФ}_{см}; \quad (2.41)$$

$$F_{фк} = \frac{G_{гт} \sqrt{T_{гт}^*}}{39,7 p_{гт}^* \sigma_r q (\lambda_{вх фк})} \quad \text{— для ТРДФ}, \quad (2.42)$$

где ГДФ $q (\lambda_{вх фк})$ соответствует выбранной величине $\lambda_{вх} \leq \lambda_{см}$. При этом в первом приближении принимают $k_{см} \approx 1,4$ — в случае ТРДДФ и $k_r \approx 1,33$ — в случае ТРДФ.

Относительный расход топлива в форсажной камере вычисляется следующим образом:

$$\eta_{шф} = \frac{G_{т ф}}{G_{в фк}} = \frac{1}{\alpha_{\Sigma} L_0} = \frac{G_{т кс}}{G_{в фк}} =$$

$$= \frac{(i_{\Phi}^* - i_{\text{см}}^*)_{z=\infty}}{H_u \eta_{\text{ГФ}} - (1 + L_0) (i_{\Phi}^* - i_{\text{см}}^*)_{z=1} + L_0 (i_{\Phi}^* - i_{\text{см}}^*)_{z=\infty}}, \quad (2.43)$$

где расход воздуха в форсажной камере

$$G_{\text{в фк}} = \begin{cases} G_{\text{в } \Sigma} & \text{— для ТРДДФсм;} \\ G_{\text{в I}} & \text{— для ТРДФ, ТРДДФ I;} \\ G_{\text{в II}} & \text{— ТРДДФ II.} \end{cases}$$

При заданной величине α_{Σ} соответствующая температура T_{Φ}^* может быть определена по номограмме рис. 2.3 или итерационно по формуле (2.43), где величина H_u определяется по уравнению (2.12), а $L_0 = 14,78$.

Секундный расход форсажного топлива

$$G_{\text{т ф}} = q_{\text{т ф}} G_{\text{в фк}}. \quad (2.44)$$

В случае задания температуры T_{Φ}^* величина α_{Σ} вычисляется по формуле

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{G_{\text{в фк}}}{(G_{\text{т кс}} + G_{\text{т ф}}) L_0}. \quad (2.45)$$

Если получается $\alpha_{\Sigma} < 1,1$, то следует выбрать меньшее значение температуры T_{Φ}^* .

Часовой расход форсажного топлива и для двигателя в целом:

$$G_{\text{т ф ч}} = 3600 G_{\text{т ф}}; \quad (2.46)$$

$$G_{\text{т } \Sigma \text{ ч}} = 3600 (G_{\text{т кс}} + G_{\text{т ф}}). \quad (2.47)$$

Параметры газа на выходе из форсажной камеры:

$$P_{\Phi}^* = P_{\text{см}}^* \sigma_{\text{фк}}; \quad (2.48)$$

$$G_{\text{т фк}} = G_{\text{н}} + G_{\text{т кс}} + G_{\text{т ф}}. \quad (2.49)$$

2.8. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЫХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ

Проектируемое выходное устройство ВРД (реактивное сопло) должно обеспечивать минимальные потери тяги, а диффузорные выходные устройства ТВаД — максимальное понижение давления за турбиной. Потери в выходных устройствах ГТД принято оценивать или коэффициентом тяги сопла $\bar{P}_c = P_c / P_{c \text{ нл}}$, где так называемая «тяга сопла» $P_c = P_{\text{дв}} + G_{\text{в}} V_{\text{п}}$, или коэффициентом импульса сопла $\bar{I}_c = I_c / I_{c \text{ нл}}$, где импульс сопла $I_c = G_{\text{гс}} c_c + P_c F_c$, или коэффициентом скорости φ_c :

$$\varphi_c = \frac{c_c}{c_{c \text{ нл}}} = \frac{\lambda_{c s}}{\lambda_{c s}} \quad \text{откуда} \quad \lambda_{c s} = \lambda_c / \varphi_c; \quad \sigma_c = \frac{\pi (\lambda_{c s})}{\pi (\lambda_c)}. \quad (2.50)$$

Величины \bar{T}_c и φ_c у выходных устройств ГТД сохраняются постоянными в достаточно широком диапазоне изменения λ_c . В связи с этим проектные расчеты обычно производят при $\bar{T}_c = \text{const}$ или $\varphi_c = \text{const}$.

2.8.1. Проектный расчет рабочего процесса в выходных устройствах ГТД для дозвуковых самолетов

У ТРД и ТРДД для дозвуковых скоростей полета, имеющих перегулируемые суживающиеся реактивные сопла ($\pi_c > 1,5 \dots 2,5$), величины φ_c составляют:

$$\varphi_{c \text{ ТР}} = 0,99 \dots 0,995; \quad \varphi_{c \text{ ТРД}} = 0,98 \dots 0,995.$$

Нижний предел значений φ_{c1} обычно соответствует соплам внутреннего контура ТРД и ТРДД, имеющим стойки и т. п. элементы задней опоры турбин.

Для ТВД характерен значительно меньший располагаемый перепад давлений в выходном устройстве ($\pi_c \approx 1,1 \dots 1,5$). Поэтому форма проточной части выходных устройств ТВД получается зачастую не конфузорной, а несколько диффузорной или близкой к случаю $F = \text{const}$. Все это приводит к тому, что относительные потери в выходных устройствах ТВД получаются большими, чем у ТРД. Поэтому значения φ_c у ТВД обычно составляют $\varphi_{c \text{ ТВД}} = 0,90 \dots 0,96$.

В качестве исходных данных к расчету принимаются следующие параметры на входе в выходное устройство: $T_6^* = T_c^*$, $G_{i6} = G_{rc}$ и p_6^* , где в зависимости от типа ГТД: $p_6^* = p_{6c}^*$, $G_{i6} = G_{см}$ — по уравнению (2.32) (ТРДД_{см}), или $p_6^* = p_{т1}^* \sigma_1$, $G_{i6} = G_{гт}$ — по уравнению (2.26,а) (ТРДД, ТРД, ТВД), или $p_6^* = p_{вн}^* \sigma_{н1}$ (в случае сопла наружного контура ТРДД с раздельным истечением потоков, где принимают $\sigma_{н1} = 0,99 \dots 0,995$ — при коротком канале наружного контура).

Для расчета рабочего процесса в выходном устройстве вычисляется (в случае ТРД и ТРДД) или задается (в случае ТВД) величина располагаемой степени понижения давления:

$$\pi_c = p_6^* / p_{н1}. \quad (2.51)$$

В случае, когда $\pi_c < \pi_{c \text{ кр}}$ ($\pi_{c \text{ кр}} = 1,8$ при $k_r = 1,25$; $\pi_{c \text{ кр}} = 1,85$ при $k_r = 1,33$; $\pi_{c \text{ кр}} = 1,89$ при $k_b = 1,4$) в суживающем сопле имеет место полное расширение. При этом скорость на выходе из двигателя определяется следующим образом:

$$c_c = \varphi_c \sqrt{\frac{2k}{k-1} R T_6^* \left(1 - \frac{1}{\pi_c \frac{k}{k-1}} \right)} 10^3 = \varphi_c \sqrt{2 (i_6^* - i_c) 10^3}, \quad (2.52)$$

где энтальпию i_c определяют по величине ТДФ $\pi(T_c) = \frac{\pi(T_6^*)}{\pi_c}$, или задаются в качестве первого приближения величинами $k = 1,4$; $R = 0,287$ кДж/кг·град (в случае $T_6^* = T_{II}^*$, $T_6^* = T_{см}^*$) или $k = 1,33$; $R = 0,2872$ кДж/кг·град (в случае $T_6^* = T_T^*$). Рассчитывают эффективную площадь выходного сечения сопла:

$$\mu F_c = \frac{G_{гс} \sqrt{T_6^*}}{m_r \rho_6^* \sigma_c q(\lambda_c)}, \quad (2.53)$$

где значение σ_c определяется по выбранной величине φ_c [см. формулу (2.50)], а $q(\lambda_c)$ по величине $\lambda_c = c_c / a_{кр}$. При вычислении λ_c принимают:

$a_{кр} = 18,3 \sqrt{T_6^*}$ — для сопел наружного контура ТРДД и ТРДД со смешением потоков, где $T_6^* = T_{II}^*$ и $T_6^* = T_{см}^*$; при этом в формуле (2.53) в соответствии с (2.38) принимают $m_r = 40,4$;

$a_{кр} = 18,1 \sqrt{T_6^*}$ — для сопел ТРД, сопла внутреннего контура ТРДД без смешения потоков, а также выходных устройств ТВД, где $T_6^* = T_T^*$; при этом в формуле (2.53) в соответствии с (2.37) принимают $m_r = 39,7$.

При $\pi_c > \pi_{с\text{кр}}$ в суживающихся соплах ГТД для дозвуковых скоростей полета будет иметь место неполное расширение. В этом случае

$$\mu F_c = \mu F_{кр} = \frac{G_{гс} \sqrt{T_6^*}}{m_r \rho_6^* \sigma_{с\text{кр}}}, \quad (2.54)$$

где величина $\sigma_{с\text{кр}}$ определяется по формуле (2.50). При этом в выходном сечении сопла

$$c_c = \varphi_c a_{кр}; \quad (2.55)$$

$$\rho_c = \rho_6^* / \pi_{с\text{кр}} > \rho_n; \quad (2.56)$$

$$\text{где } \pi_{с\text{кр}} = \frac{1}{\pi(\lambda_{кр})}. \quad (2.57)$$

2.8.2. Проектный расчет рабочего процесса в выходных устройствах ГТД для сверхзвуковых самолетов

У ГТД для сверхзвуковых скоростей полета применяются регулируемые сопла Лаваля. В этих случаях в начальном приближении величину φ_c на форсированных режимах в условиях

сверхзвукового полета и взлета и на нефорсированных режимах в условиях дозвукового полета можно принимать равной 0,97...0,98. В дальнейшем потери тяги в таких соплах на расчетных и нерасчетных режимах уточняют по экспериментальным значениям коэффициента тяги сопла \bar{P}_c [12].

В качестве исходных данных к проектному расчету принимают выбранную величину φ_c , а также следующие параметры на входе в сопло: $T_0^* = T_c^* = T_\phi^*$, $G_{г0}^* = G_{гc} = G_{гфк}$; (по уравнению 2.49) $p_0^* = p_\phi^*$ — на форсированных режимах; $p_0^* = p_{см}^*$ (ТРДДФсм) или $p_0^* = p_T^*$ (ТРДФ) — на нефорсированных режимах. Определяют по формуле (2.51) величину λ_c и рассчитывают по (2.52) скорость c_c .

Если величину c_c в сверхзвуковом сопле рассчитывают при $k_r = \text{const}$, то в первом приближении следует принимать:

при $T_{\phi \max}^*$ — $k_r^\phi \cong 1,25$ и $R_r^\phi = 0,2878$ кДж/кг·град;

при $T_{\phi \text{кр}}^*$ — $k_r^\phi \cong 1,3$ и $R_r^\phi = 0,2874$ кДж/кг·град;

на нефорсированных режимах $k_r = 1,33$ и $R_r = 0,2872$ кДж/кг·град. Следует иметь в виду, что в данном случае необходимо уточнять значения k_r итерационным путем, (см. разд. 2.1), так как это существенно отражается на рассчитываемой величине тяги двигателя.

Вычисляют необходимые площади основных сечений сверхзвукового сопла:

а) эффективная площадь критического сечения сопла

$$\mu F_{\text{кр}} = \frac{G_{гc} \sqrt{T_0^*}}{m_r p_0^* \sigma_{c \text{кр}}}, \quad (2.58)$$

где величину $\sigma_{c \text{кр}}$ определяют по формуле (2.50), а коэффициент m_r в случаях нефорсированных режимов принимается по рекомендациям к формуле (2.53). В случае ТРДФ и ТРДДФ принимают для полного (максимального) форсированного режима $a_{\text{кр}} \cong 17,9 \sqrt{T_\phi^*}$ и $m_r = 38,8$, а при частичном (крейсерском) форсированном режиме — $a_{\text{кр}} \cong 18,05 \sqrt{T_\phi^*}$ и $m_r = 39,3$. Величина $\mu F_{\text{кр}}$ по конструктивным соображениям должна быть меньше (0,9...0,95) $F_{\text{фк}}$. При невыполнении этого условия требуется либо снизить $T_{\phi \max}^*$, либо увеличить $F_{\text{фк}}$.

б) Площадь выходного сечения сопла

$$F_c = \frac{G_{гc} \sqrt{T_0^*}}{m_r p_0^* q(\lambda_c) \sigma_c}, \quad (2.59)$$

где ТДФ $q(\lambda_c)$ определяют по величине $\lambda_c = c_c/a_{\text{кр}}$, величину m_r принимают, как в формуле (2.58), а σ_c определяют по формуле (2.50). При этом должно быть $F_c \leq (1,15...1,2) F_{\text{фк}}$.

При невыполнении этого условия подбирают меньшую величину $\lambda_c = \lambda'_c$, которая ему удовлетворяет, для чего, основыва-

ясь на формуле (2.59), определяют требуемую величину ГДФ $q(\lambda'_c)$ и соответствующие ей значения λ'_c и π'_c :

$$\pi'_c = \frac{1}{\pi(\lambda'_c/\varphi_c)}. \quad (2.60)$$

В этом случае будет иметь место полное расширение газа в сопле:

$$p_c = p_{II} \frac{\pi_c}{\pi'_c} > p_{II}, \quad (2.61)$$

где π_c определяется по формуле (2.51), а π'_c — по формуле (2.60)

В случае нефорсированных режимов принимают в формулах (2.58) и (2.59) для ТРДФ: $p_6^* = p_T^* \sigma_T$; $T_6^* = T_T^*$; $a_{кр} = 18,1 \sqrt{T_6^*}$; $m_T = 39,7$; для ТРДДФсм: $p_6^* = p_{см}^* \sigma_T$; $T_6^* = T_{см}^*$; $a_{кр} = 18,3 \sqrt{T_6^*}$; $m_T = 40,4$.

2.8.3. Проектный расчет рабочего процесса в выходных устройствах ТВаД для вертолетов

Выходные устройства турбовальных ГТД зачастую весьма сложны по конфигурации и для максимально возможного снижения давления за турбиной всегда имеют значительную диффузорность. Эти устройства позволяют на сегодня снизить на расчетном режиме ТВаД величину $\pi_c = p_{Tсв}^*/p_{II}$ до значений 1,04...1,06. При этом коэффициент восстановления полного давления в выходном устройстве $\sigma_{выхр} = p_c^*/p_{Tсв}^* = 0,98...0,99$. В качестве исходных данных в проектных расчетах выходных устройств ТВаД принимают величины: $T_6^* = T_{Tсв}^*$; $G_{г6} = G_{гс}$; $p_6^* = p_{Tсв}^*$, а также задаются значениями $\sigma_{выхр}$, $\pi_{ср}$ и $M_{Тр}$.

На нерасчетных режимах величина π_c зависит от характеристики выходного устройства, которая в начальном приближении может быть представлена следующим уравнением [5]:

$$(\pi_c - 1) \left(\frac{p_6^*}{G_{г6} \sqrt{T_6^*}} \right)^2 = (\pi_{ср} - 1) \left(\frac{p_6^*}{G_{г6} \sqrt{T_6^*}} \right)_p^2 \quad (2.62)$$

Для нерасчетных режимов можно принять

$$\sigma_{вых} = 1 - b M_{Тр}^2, \quad (2.63)$$

где $b = \frac{1 - \sigma_{выхр}}{M_{Тр}^2}$, $M_{Тр} \cong 0,35...0,4$ — расчетное число M за свободной турбиной, а величина $M_{Тр}$ определяется по $q(\lambda_{Тр}) =$

$= q(\lambda_{Тр}) \frac{p_{Тр}^* G_{г}}{p_{Тр}^* G_{гр}} \sqrt{\frac{T_{Тр}^*}{T_{Тр}^*}}$. Скорость на выходе из двигателя определяется следующим образом:

$$c_c = \sqrt{\frac{2 k_r}{k_r - 1} R_r T_c^* \left[1 - \frac{1}{(\pi_c \sigma_{\text{вых}})^{\frac{k-1}{k}}} \right]} 10^3 =$$

$$\sqrt{2 (i_6^* - i_c) 10^3}, \quad (2.64)$$

где $\sigma_{\text{вых}}$ находится по (2.63), а энтальпию i_c определяют по величине ТДФ:

$$\pi(T_c) = \frac{\pi(T_6^*)}{\pi_c \sigma_{\text{вых}}}$$

или задаются в первом приближении величинами $k_r = 1,33$, $R_r = 0,2872$ кДж/кг·град.

Во избежание попадания выхлопных газов на вход в двигатель величину c_c на расчетном режиме рекомендуется иметь не менее 100 м/с.

Глава 3

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРДД и ТРД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА

3.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрим в качестве примера следующий вариант дипломного задания на проектирование ТРДД.

Заданные режимы работы двигателя:

$P_{\text{дввл}} = 99$ кН (10092 кгс) при $H_{\text{п}} = 0$, $M_{\text{п}} = 0$, САУ;

$P_{\text{двкр}} = 20,4$ кН в условиях полета $H_{\text{п}} = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$, САУ.

Заданный прототип двигателя — ТРДД TF-34-GE-2 [8].

Заданный прототип ЛА — Боинг 737-300 [25].

Расчетная дальность полета ЛА — $L_{\text{п}} = 3500$ км.

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{гmax}}^* \leq 1560$ К;

удельные затраты топлива ЛА $C_{\text{ткм}} \leq 0,30$ кг/т·км при $\sigma_{\text{жЛА}} \rightarrow \text{min}$;

назначенный ресурс ТРДД $\tau = 12000$ ч.

При упрощении задачи, в случае, когда для проектируемого ТРДД известна необходимая величина $c_{\text{уд}}$ в условиях крейсерского полета, в данном варианте вместо технико-экономических

показателей ЛА ($C_{Ткм}$ и т. п.) может быть, например, задано: $c_{удкр} \leq 62,5$ кг/кН·ч (0,613 кг/кгс·ч); $M_{дв} \leq 1700$ кг; $D_{дв} \leq 1590$ мм.

При наиболее упрощенной постановке задачи (типичной при курсовом проектировании) вариант этого задания может быть сформулирован таким образом.

Заданный режим работы двигателя — $P_{дв взл} = 99$ кН при $H = 0$, $M = 0$, САУ.

Заданный прототип двигателя — TF-34-GE-2.

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной $T_{г\max}^* \leq 1560$ К;

удельный расход топлива на взлетном режиме $c_{уд} \leq 37$ кг/кН·ч (0,363 кг/ч·кгс);

назначенный ресурс $\tau = 12000$ ч.

3.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД

Конструктивную схему проектируемого ТРДД принимаем по прототипу — без смешения потоков, с коротким каналом наружного контура (рис. 3.1). В соответствии с рекомендациями разд. 1.3 в качестве расчетного режима для ТРДД (ТРД) дозвуковых ЛА принимается крейсерский режим в условиях полета.

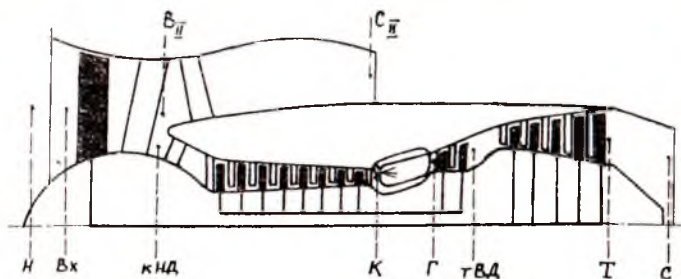


Рис. 3.1. Схема проточной части ТРДД-прототипа [8].

Предварительный выбор величин оптимальных параметров рабочего процесса ТРДД (ТРД) производится на основе типовых зависимостей, приведенных на рис. 3.2 (3.4). Учет влияния расчетной дальности полета осуществляется с помощью зависимостей, приведенных на рис. 3.3 (3.5). В качестве максимальной допустимой температуры газа перед турбиной двигателя при-

нимается температура $T_{г}^*$ взлетного режима^{*)}. Для рассматриваемого примера задания по величине температуры $T_{г\text{взл}}^* = 1560 \text{ К}$ и требуемой дальности полета $L_{п} = 3500 \text{ км}$ с помощью зависимостей рис. 3.2, 3.3 можно выбрать в качестве расчетных следующие варианты оптимальных сочетаний параметров рабочего процесса в условиях крейсерского полета при $M_{п} = 0,8$; $H_{п} = 11 \text{ км}$.

| I вариант | II вариант | III вариант |
|---|--------------------------|--------------------------|
| $\pi_{к\text{э}} = 23,0$; | $\pi_{к\text{э}} = 19$; | $\pi_{к\text{э}} = 30$; |
| $m = 6,1$ ($m = 5...6,8$); | $m = 6,8$; | $m = 5,0$ |
| $\pi_{в} = 1,68$ ($\pi_{в} = 1,6...1,82$). | $\pi_{в} = 1,6$. | $\pi_{в} = 1,82$. |

Следует обратить внимание на специфичность оптимальных сочетаний величин $\pi_{к}$, m и $\pi_{в}$ для ТРДД в крайних точках — вариантах II и III, что определяется протеканием границ области оптимальных параметров при $\Delta_{у} = \text{const}$ (см. рис. 1.2 и 3.2).

Основываясь на схеме проточной части прототипа (рис. 3.1), выбранных значениях основных параметров рабочего процесса проектируемого ТРДД ($T_{г\text{max}}^*$, $\pi_{к\text{э}}$, m , $\pi_{в}$) и на рекомендациях главы 2, выбираем, например, для I варианта параметров ($\pi_{к\text{э}р} = 23$) следующие величины к.п.д. ступеней компрессоров и турбин и коэффициентов потерь:

| | | |
|-----------------------------------|-----------------------------------|------------------------------------|
| $\sigma_{вх} = 1,0$; | $\varphi_{сI} = 0,99$; | $\eta_{ст\text{тв}}^* = 0,91$; |
| $\sigma_{кс} = 0,945$; | $\varphi_{сII} = 0,995$; | $\nu_{охл\text{плса вл}} = 0,96$; |
| $\eta_{г} = 0,99$; | $\sigma_{II} = 0,99$; | $\nu_{охл\text{са вл}} = 0,98$; |
| $\eta_{m\text{нд}} = 1,0$; | $\eta_{ст\text{тнд}}^* = 0,91$; | $\nu_{охл\text{рк вл}} = 0,975$; |
| $\eta_{m\text{вд}} = 0,995$; | $\nu_{охл\text{плса нд}} = 1,0$; | $\nu_{ут\text{вд}} = 0,995$; |
| $\eta_{ст\text{в}}^* = 0,875$; | $\nu_{охл\text{са нд}} = 0,98$; | $\nu_{ут\text{нд}} = 1,0$; |
| $\eta_{ст\text{квд}}^* = 0,895$; | $\nu_{охл\text{рк нд}} = 1,0$; | |

Выбранные значения к.п.д. соответствуют дозвуковому типу ступеней компрессора и оптимально нагруженным (неохлаждаемым) ступеням турбины (см. табл. 2.1 и 2.2). Вентилятор выбираем одноступенчатым с трансзвуковым типом ступени: $\pi_{в} = 1,68$ при $\eta_{в}^* = \eta_{ст}^* = 0,875$. Поскольку ступень вентилятора является входной, значение $\eta_{ст\text{в}}^*$ снижено относительно реко-

) В тех случаях, когда заданная температура $T_{г\text{max}}^$ соответствует $t_{п} > 15^{\circ}\text{C}$ расчет взлетного режима производят либо непосредственно для заданных значений $t_{п}$ и $T_{г\text{max}}^*$, либо расчет производится в САУ при $T_{г\text{взл}}^* < T_{г\text{max}}^*$ (примерно, на $30...50^{\circ}$ меньшей на каждые $10^{\circ} \Delta t_{п\text{САУ}}$).

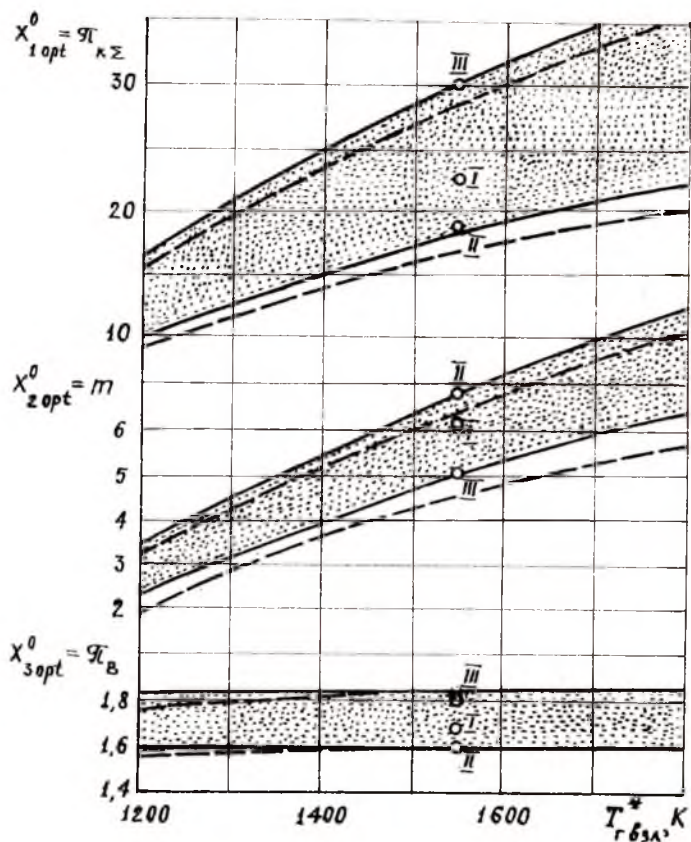


Рис. 3.2. Типовая зависимость от температуры $T_{ГВЗЛ}^*$ оптимальных по критерию M_0 значений $\pi_{\kappa\Sigma}$, m , π_B для условий крейсерского полета ТРДД ДПС ($H_{II} = 11$ км, $M_{II} = 0,75 \dots 0,85$, САУ, $L_{II} = 3500$ км) при $\Delta \nu = 1\%$: — — — ТРДД см; — — — ТРДД.

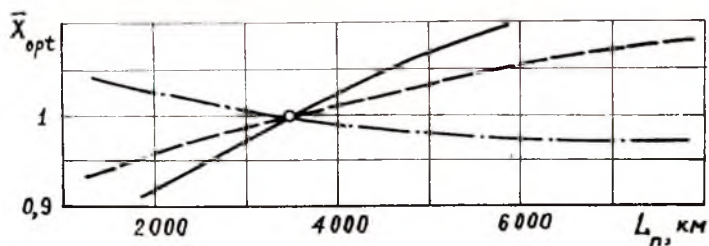


Рис. 3.3. Влияние расчетной дальности полета на величины оптимальных параметров ТРДД: $x_{i opt} = x_{i opt}^0$, $\bar{x}_{i opt}$; — — — $\pi_{\kappa opt}$; — — — m_{opt} ; - · - $\pi_B opt$

мендованных значений на 2% (см. разд. 2.3). Принимая по рис. 1.4 при $m = 6,1$ $\bar{\pi} = 0,895$ и $\bar{\eta} = 0,975$, получим: $\pi_{\text{кнд}} = 1,68 \cdot 0,895 = 1,504$; $\eta_{\text{кнд}}^* = 0,875 \cdot 0,975 = 0,853$.

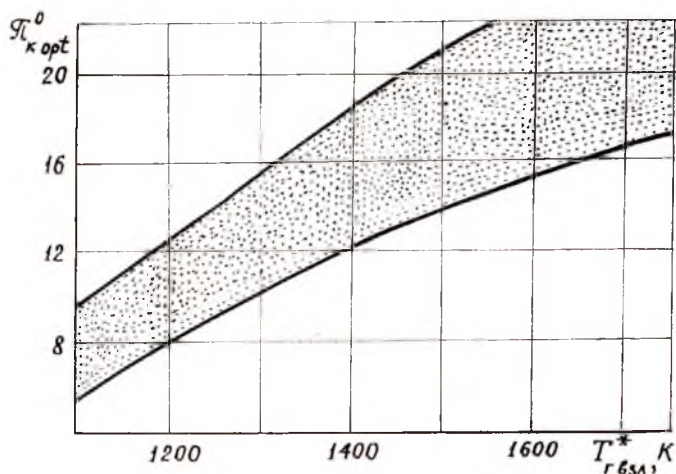


Рис. 3.4. Типовая зависимость от температуры $T_{\Gamma 65A}^*$ оптимальных по критерию M_0 значений $\pi_{\text{кн}}$ для условий крейсерского полета ТРД ДПС ($H_{\text{п}} = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,75 \dots 0,85$, СЛУ, $L_{\text{п}} = 3500$ км) при $\Delta y = 1\%$

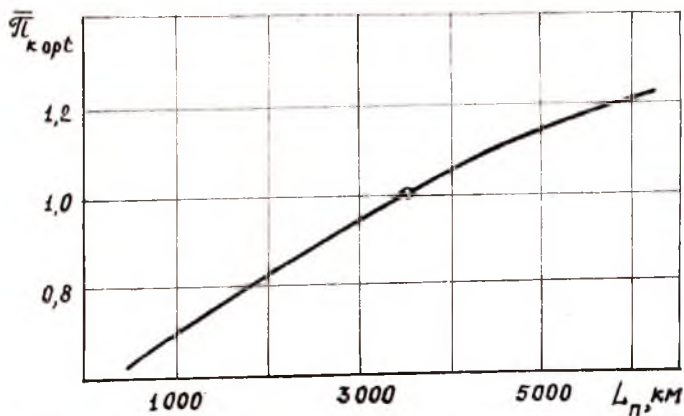


Рис. 3.5. Влияние расчетной дальности полета на величину $\pi_{\text{к опт}}$ ТРД для ДПС; $\pi_{\text{к опт}} = \pi_{\text{к опт}}^0 \cdot \bar{\pi}_{\text{к опт}}$

3.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ

Для расчета заданных режимов работы ТРДД принятой конструктивной схемы необходимо предварительно оценить для этих режимов величины параметров рабочего процесса и к.п.д. в каскадах компрессора и турбины.

Предварительное распределение работ между каскадами НД и ВД на расчетном режиме осуществляется по методике, изложенной в разд. 1.4. При этом в расчетной точке ($H = 11$ км, $M = 0,8$; $P_{дв р} = 20,4$ кН), например, для I варианта параметров рабочего процесса ($\pi_{кз} = 23$) при принятых в разд. 3.2 к.п.д. ступеней, выбирая $Y_{твд}^* = 0,55$ и $Y_{тнд}^* = 0,5$, получим следующие результаты: $\pi_{в} = 1,68$; $\eta_{в}^* = 0,875$; $\pi_{кнд} = 1,504$; $\eta_{кнд}^* = 0,853$; $\eta_{тнд} = 0,92$; $U_{тнд} = 183,0$ м/с; $z_{тнд} = 5$; $\pi_{квд} = 15,30$; $\eta_{квд}^* = 0,848$; $\eta_{твд}^* = 0,907$; $U_{твд} = 371,1$ м/с; $z_{твд} = 2$.

Здесь было принято по рекомендациям к формуле (2.6) $\Delta \eta_{кд}^* = 0$ (для вентилятора), а к формуле (2.21) $\Delta \eta_{т охл}^* = 0,01$; $\Delta \eta_{тд}^* = 0$, $\eta_{т}^* / \eta_{ст}^* = 1,008$ (для турбины ВД) и $\Delta \eta_{т охл}^* = 0$; $\Delta \eta_{тд}^* = 0$, $\eta_{т}^* / \eta_{ст}^* = 1,01$ (для турбины НД). Для турбины ВД величина $\Delta \eta_{т охл}^*$ оценивалась с помощью рис. 2.5 по величине $\bar{G}_{в охл рк} = (1 - v_{охл рк}) + (1 - v_{ут}) = 0,025 + 0,005 = 0,03$. Величина $\Delta \eta_{тд}^* = 0$ определена с помощью рис. 2.7 путем оценки для расчетного режима величины пропускной способности турбины ВД:

$$A_{т} \cong \frac{G_{в1} \sqrt{R \cdot 10^3 \cdot T_{г}^*}}{P_{в1}^* \pi_{кз} \sigma_{кз} \cdot 10^3} = \frac{18,5 \cdot \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1400}}{34,61 \cdot 23 \cdot 0,945 \cdot 10^3} = 0,0156 \text{ м}^2,$$

где величина $G_{в1} = \frac{P_{дв сад}}{(1+m) P_{уд}}$, а значение $P'_{уд} \cong 0,155$ кН/кг оценивалось по типовым зависимостям $P_{уд} = f(T_{г}^*, m, \pi_{кз})$ [10, с. 68].

Для оценки необходимости в охлаждении турбины НД была определена величина температуры $T_{гнд}^* \cong 1161$ К [по формуле (2.20)]. Это позволило, основываясь на рис. 2.6, установить возможность создания неохлаждаемой турбины НД. Соотношения $\eta_{т}^* / \eta_{ст}^*$ определялись с помощью рис. 2.4 по величинам $z_{твд} = 2$, $z_{тнд} = 5$, $\eta_{ст}^* = 0,91$ и $\pi_{твд} = 3,7$, $\pi_{тнд} = 3,6$ — найденным по уравнению (1.10). В результате для расчетного режима турбины ВД в соответствии с (2.21) было получено: $\eta_{гнд}^* = \eta_{ст}^* \frac{\eta_{т}^*}{\eta_{ст}^*} - \Delta \eta_{т охл}^* - \Delta \eta_{тд}^* = 0,91 \cdot 1,008 - 0,01 - 0 = 0,907$, а для турбины НД:*) $\eta_{гнд}^* = 0,91 \cdot 1,01 - 0 - 0 = 0,92$.

) Для $H = 11$ км поправка $\Delta \eta_{т Re}^$ не рассматривается.

Величину температуры газа на входе в турбину на расчетном (крейсерском) режиме оценим, исходя из заданных значений максимально допустимой температуры ($T_{г\text{ вл}}^* = 1560 \text{ К}$) и соотношения тяг $\bar{P}_{дв\text{ кр}} = P_{дв\text{ кр}} / P_{дв\text{ вл}} = 20,4/99 = 0,206$ с помощью типовых расчетных закономерностей для ВСХ ТРДД в САУ (рис. 3.6). Так, например, при $\bar{P}_{дв\text{ кр}} = 0,206$ и $m = 6,1$ имеем $T_{г\text{ вл}} = T_{г\text{ вл}}^* / T_{г\text{ р}}^* = 1,11$, тогда $T_{г\text{ р}}^* = T_{г\text{ кр}}^* = T_{г\text{ вл}}^* / T_{г\text{ вл}} = 1560/1,11 = 1400 \text{ К}$.

На основе указанных выше исходных данных производится проектный термогазодинамический расчет ТРДД при $M_{п} = 0,8$, $H = 11 \text{ км}$, а значения параметров нагруженности турбин ($Y_{твд}^*$ и $Y_{тид}^*$) и величины окружных скоростей ($U_{твд}$, $U_{тид}$) используются впоследствии при расчете ВСХ и в качестве начальных приближений при проектировании турбокомпрессора*). Аналогичным образом по рис. 3.6 в качестве начального приближения определяются величины коэффициентов пересчета: $\bar{\pi}_{в} = \pi_{в\text{ вл}} / \pi_{в\text{ кр}} = 0,95$, а также $\bar{\pi}_{кнд} = 0,95$; $\bar{\pi}_{квд} = 0,95$; $\bar{m} = 1,01$; $\bar{G}_{в\text{ пр}} = 0,94$; $\bar{\eta}_{тид} = 0,98$. С помощью этих коэффициентов пересчета оцениваются параметры двигателя на взлетном режиме:

$$\pi_{в\text{ вл}} = \pi_{в\text{ р}} \cdot \bar{\pi}_{в} = 1,68 \cdot 0,95 = 1,6;$$

$$\pi_{кнд\text{ вл}} = \pi_{кнд\text{ р}} \cdot \bar{\pi}_{кнд} = 1,504 \cdot 0,95 = 1,43;$$

$$\pi_{квд\text{ вл}} = \pi_{квд\text{ р}} \cdot \bar{\pi}_{квд} = 15,30 \cdot 0,95 = 14,54;$$

$$m_{вл} = m_{р} \bar{m} = 6,1 \cdot 1,01 = 6,16;$$

$$\eta_{тид\text{ вл}}^* = (\eta_{т\text{ р}}^* + \Delta \eta_{т\text{ Re}}^*) \bar{\eta}_{тид} = 0,92 \cdot 0,98 = 0,902.$$

К.п.д. вентилятора и компрессоров НД и ВД на взлетном режиме оцениваются в первом приближении по формуле $\eta_{к\text{ вл}}^* = \eta_{к\text{ р}} \bar{\eta}_{к}$, где коэффициент $\bar{\eta}_{к}$ для каждого каскада определяют по рис. 2.1 в зависимости от величин $\bar{G}_{в\text{ пр}}$ и $\pi_{к\text{ р}}$. При этом величина $\bar{G}_{в\text{ пр}}$ на входе в компрессор ВД вычисляется следующим образом:

$$\bar{G}_{в\text{ пр квд}} = \frac{\bar{G}_{в\text{ пр кнд}}}{\bar{\pi}_{кнд}} \sqrt{\left(\frac{1 + e_{вл}}{1 + e_{р}}\right)_{кнд} \cdot \frac{1 + m_{р}}{1 + \bar{m} \cdot m_{р}}} \cong \frac{\bar{G}_{в\text{ пр кнд}}}{(\bar{\pi}_{кнд})^{0,857}} \cdot \frac{1 + m_{р}}{1 + \bar{m} \cdot m_{р}} \quad (3.1)$$

или по формуле $\bar{G}_{в\text{ пр квд}} = \left(\frac{G_{в\text{ л}} \sqrt{T_{кнд}^*}}{P_{кнд}^*}\right)_i \cdot \left(\frac{P_{кнд}^*}{G_{в\text{ л}} \sqrt{T_{кнд}^*}}\right)_p$,

где $e = \frac{\pi_{к}^{0,286} - 1}{\eta_{к}^*}$.

*) При этом $U_{т\text{ вл}} = U_{т\text{ р}} \bar{n}_{т}$

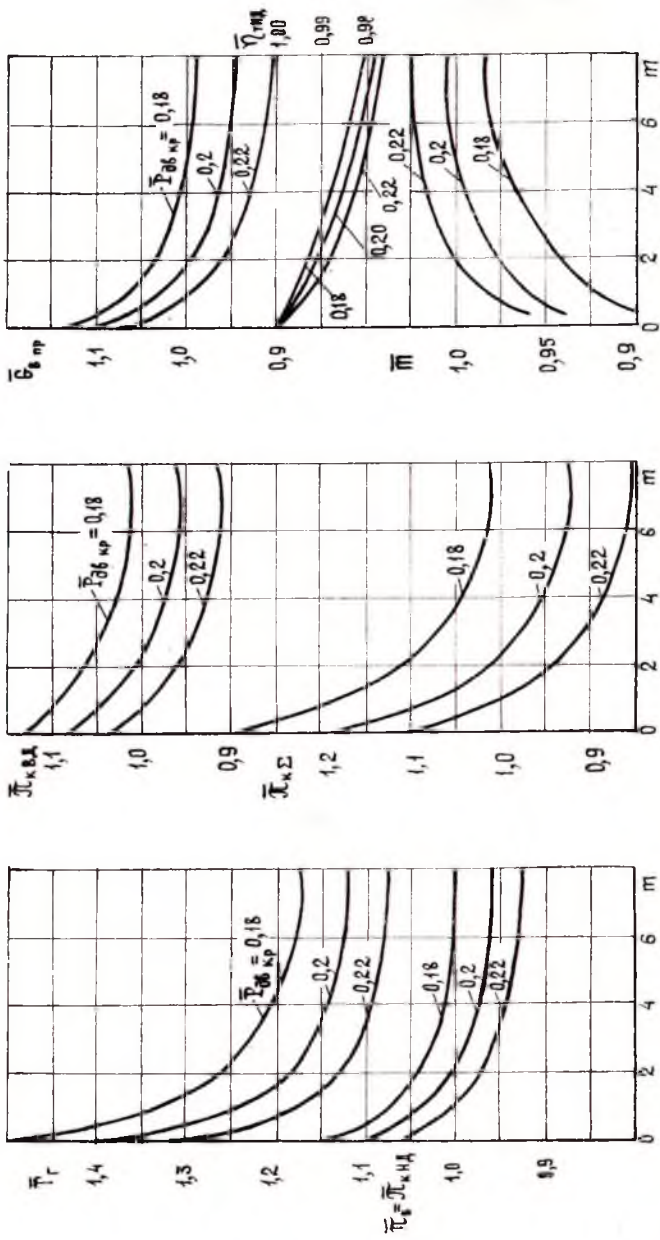


Рис. 3.6. Взаимосвязь между параметрами ТРДД на взлетном режиме и на расчетном режиме ($H = 11$ км, $M = 0,75 \dots 0,85$) при различных соотношениях тяг $P_{двкр} = P_{двкр} / P_{двкр}$ (ТГ = ТГ_{взл} / ТГ_{кр}, $\pi_k = \pi_k / \pi_{квд}$ / $\pi_{ккр}$; $\bar{m} = m_{взл} / m_{кр}$; $\bar{G}_в = G_{в вл} / G_{в пр кр}$)

В данном примере

$$\bar{G}_v \text{ пр квд} = \frac{0,94}{0,950,857} \frac{1 + 6,1}{1 + 1,01 \cdot 6,1} = 0,974; \quad \pi_{\text{квд р}} = 15,3. \quad \text{Откуда}$$

$$\pi_{\text{кнд}} \approx 1,002 \quad \text{и} \quad \eta_{\text{квд}}^* = 0,848 \cdot 1,002 = 0,85.$$

В табл. 3.1, в качестве примера, приводятся результаты предварительной оценки исходных данных к термогазодинамическому расчету для 1 варианта параметров проектируемого ТРДД в условиях крейсерского полета и на взлетном режиме.

Таблица 3.1

| Параметры | Величины параметров на заданных режимах | |
|----------------------------|--|---|
| | $H=11 \text{ км}, M=0,8$ $P_{\text{лв кр}} = 20,4 \text{ кН}$ | $H=0, M=0$ $P_{\text{лв взл}} = 99 \text{ кН}$ |
| $T_{\text{г}}^*$, К | 1400 | 1560 |
| m | 6,1 | 6,16 |
| $\bar{G}_v \text{ пр кнд}$ | 1,0 | 0,94 |
| $\pi_{\text{к з}}$ | 23 | 20,8 |
| $\pi_{\text{в}}$ | 1,68 | 1,6 |
| $\eta_{\text{в}}^*$ | 0,875 | 0,884 |
| $\pi_{\text{кнд}}$ | 1,504 | 1,43 |
| $\eta_{\text{кнд}}^*$ | 0,853 | 0,862 |
| $\pi_{\text{квд}}$ | 15,3 | 14,54 |
| $\eta_{\text{квд}}^*$ | 0,848 | 0,850 |
| $\eta_{\text{твд}}^*$ | 0,907 | 0,907 |
| $\eta_{\text{тид}}^*$ | 0,92 | 0,902 |

3.4. ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД НА ЗАДАНЫХ РЕЖИМАХ

При составлении методики исходного проектного расчета ТРДД или ТРД кроме формул главы 2 используются следующие уравнения мощностного баланса:

$$N_{\text{тид}} = N_{\text{квд}} / \eta_{\text{т в д}}; \quad N_{\text{тсд}} = N_{\text{ксд}} / \eta_{\text{т с д}}; \quad (3.2)$$

$$N_{\text{тид}} = \frac{L_{\text{в}}^* G_{\text{в II}} + L_{\text{кнд}}^* G_{\text{в I}}}{\eta_{\text{т и д}}}. \quad (3.3)$$

Подставляя выражения (3.2) и (3.3) в уравнение (2.23) для $L_{\text{т}}^*$ каждого каскада, находят по (2.24) величины $\pi_{\text{твд}}$

$\pi_{\text{ТВД}}$ и $\pi_{\text{ТВД}}$, что позволяет с помощью формул (2.25) и (2.51) определить величины $\pi_{\text{С1}}$ и $\pi_{\text{С11}}$, а по ним рассчитать скорости на выходе из сопел внутреннего и наружного контуров с помощью формул (2.52) или (2.55).

В табл. 3.2 в качестве примера приводятся основные результаты исходного проектного термогазодинамического расчета для выбранного варианта параметров ТРДД*) в условиях крейсерского полета и расчета данных этого двигателя на взлетном режиме. При расчете параметров взлетного режима двигателя в качестве начального приближения приняты параметры рабочего процесса, определенные с помощью типовых зависимостей рис. 3.6 (табл. 3.1). В отличие от исходного расчета, который производился в условиях крейсерского полета при $G_{\text{ВУ}} = 1 \text{ кг/с}$, взлетный режим рассчитывается при фактическом расходе воздуха, который соответствует расчетным проектным размерам двигателя: $D_{\text{ВХ}}$, A_{T} , $F_{\text{С}}$ и др. (см. разд. 3.5.2.). Величины параметров взлетного режима, полученные в начальном приближении, уточняют по обычной методике расчета высотно-скоростных характеристик ТРДД [17, 18]. При этом, используя обобщенные характеристики для компрессора и турбины НД и, полагая для турбин ВД и СД, $A_{\text{T}} = \text{const}$, $\gamma_{\text{T}}^* = \text{const}$, с помощью программы расчета характеристик ГТД на ЭВМ (см. приложение) устраняют невязки (отклонения от исходных проектных значений) по пропускным способностям турбин ($\delta A_{\text{ТВД}}$, $\delta A_{\text{ТНД}}$) и по площадям выходных сечений сопел наружного и внутреннего контуров ($\delta F_{\text{С1}}$, $\delta F_{\text{С11}}$) при сохранении неизменной заданной величины тяги $P_{\text{дв взл}}$.

Таблица 3.2

| Параметры | Номер формулы (рисунка, таблицы) | Результат | | |
|-----------|----------------------------------|----------------------------------|----------------------|-----------------------|
| | | $H = 11 \text{ км}$ $M = 0,8$ | $H = 0, \quad M = 0$ | |
| | | | исходный расчет | начальное приближение |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |

Входное устройство

| | | | | |
|----------------------|--------------|-------|--------|------------------------------|
| $V_{\text{п}}$, м/с | (2.2) | 236,1 | 0 | 0 |
| $T_{\text{н}}$, К | САУ [11, 19] | 216,7 | 288,16 | 288,16 |
| $p_{\text{н}}$, кПа | САУ | 22,70 | 101,33 | (1,033 кгс/см ²) |
| $T_{\text{н}}^*$, К | (2.1) | 244,6 | 288,16 | 288,16 |

*) В табл. 3.2 приводятся результаты расчета ТРДД без смешения потоков внутреннего и наружного контуров. Пример расчета ТРДД со смешением потоков приводится в табл. 4.2.

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|---|-----------------------|---------|--------|---------|
| $p_{в}^*$, кПа | (2.4) | 34,61 | 101,33 | 101,33 |
| $p_{вх}^*$, кПа | (2.3) | 34,61 | 101,33 | 101,33 |
| $G_{в\Sigma}$, кг/с | (3.12) | 1,0 | 318,2 | 320,2 |
| $G_{в пр}$ | рис. 3.6, ур-е (3.1) | 1,0 | 0,94 | 0,946 |
| Компрессор наружного контура | | | | |
| $\bar{n}_{в пр}$ | | 1,0 | — | 0,952 |
| m | Табл. 3.1 | 6,1 | 6,16 | 6,162 |
| $G_{в II} = G_{в\Sigma} \frac{m}{1+m}$, кг/с | — | 0,8592 | 273,7 | 275,5 |
| $x_{в II}$ | Рис. 3.2 и 3.6 | 1,68 | 1,60 | 1,615 |
| $\eta_{в}^*$ | Рис. 2.1 и ур-е (2.6) | 0,875 | 0,884 | 0,880 |
| $p_{к II}^*$, кПа | (2.8) | 58,14 | 162,1 | 163,6 |
| $l_{в}^*$, кДж/кг | (2.9) | 44,67*) | 47,15 | 48,37 |
| $T_{к II}^*$, К | (2.11) | 289,1 | 335,1 | 336,3 |
| $N_{к II}^*$, кВт | (2.10) | 38,38 | 12905 | 13327 |
| Компрессор низкого давления | | | | |
| $G_{в I} = G_{в\Sigma} \frac{1}{1+m}$ | (2.7) | 0,1408 | 44,44 | 44,71 |
| $n_{внд}$ | Табл. 3.1 | 1,504 | 1,430 | 1,446 |
| $\eta_{внд}^*$ | Табл. 3.1 | 0,853 | 0,862 | 0,857 |
| $p_{внд}^*$, кПа | (2.8) | 52,05 | 144,8 | 146,5 |
| $l_{внд}^*$, кДж/кг | (2.9) | 35,43 | 36,22 | 37,61 |
| $T_{внд}^*$, К | (2.11) | 279,9 | 324,2 | 325,6 |
| $N_{внд}^*$, кВт | (2.10) | 4,988 | 1609 | 1681 |
| Компрессор высокого давления | | | | |
| $G_{в пр кВД}$ | (3.1) | 1 | 0,974 | 0,970 |
| $n_{внд}$ | Табл. 3.1 | 15,3 | 14,54 | 14,52 |
| $\eta_{внд}^*$ | рис. 2.1 и (2.6) | 0,848 | 0,850 | 0,857 |
| $p_{в}^*$, кПа | (2.8) | 796,5 | 2107 | 2127 |
| $l_{внд}^*$, кДж/кг | (2.9) | 390,1 | 437,7 | 435,7 |
| $T_{в}^*$, К | (2.11) | 659,7 | 745,3 | 744,8 |
| $N_{внд}^*$, кВт | (2.10) | 54,93 | 19449 | 19478,0 |

*) 44,67 кДж/кг = 10,66 ккал/кг

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|--|---------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| Камера сгорания | | | | |
| η_{Γ} | | 0,99 | 0,99 | 0,99 |
| $\sigma_{\text{кс}}$ | | 0,945 | 0,945 | 0,945 |
| $q_{\text{м}}$ | (2.12) или рис. 2.3 | 0,0214 | 0,0244 | 0,0243 |
| $G_{\text{м ч}}$, кг/ч | (2.14) | 10,11 | 3626 | 3639 |
| p_{Γ}^* , кПа | (2.18) | 753,0 | 1992 | 2011 |
| T_{Γ}^* , К | Табл. 3.1 | 1400 | 1560 | 1558 |
| Турбина высокого давления | | | | |
| $N_{\text{ТВД}}$, кВт | (3.2) | 55,26 | 19562 | 19593 |
| $G_{\text{ТВД}}$, кг/с | (2.16) | 0,1338 | 42,33 | 42,58 |
| $L_{\text{ТВД}}^*$, кДж/кг | (2.23) | 412,7 | 461,33 | 459,7 |
| $\pi_{\text{ТВД}}$ | (2.24) | 3,721 | 3,725 | 3,709 |
| $\eta_{\text{ТВД}}^*$ | Табл. 3.1 | 0,907 | 0,907 | 0,907 |
| $p_{\text{ТВД}}^*$, кПа | (2.25) | 202,4 | 534,6 | 542,2 |
| $T_{\text{ТВД}}^*$, К | (2.27) | 1044,0 | 1170,4 | 1170,0 |
| $A_{\text{ТВД}}$, м ² | (2.22) | $1,129 \cdot 10^{-4}$ | $142,3 \cdot 10^{-4}$ | $141,7 \cdot 10^{-4}$ |
| $\bar{n}_{\text{ТВД}} = \sqrt{T_{\Gamma}^*/T_{\Gamma\text{Р}}^*}$ | | 1 | — | 1,05 |
| Турбина низкого давления | | | | |
| $N_{\text{ТНД}}$ | (3.3) | 43,40 | 14525 | 15019 |
| $G_{\text{ТНД}}$, кг/с | (2.26) | 0,1408 | 44,55 | 44,82 |
| $L_{\text{ТНД}}^*$, кДж/кг | (2.23) | 308,0 | 325,8 | 334,8 |
| $\pi_{\text{ТНД}}$ | (2.24) | 3,688 | 3,462 | 3,523 |
| $\eta_{\text{ТНД}}^*$ | Табл. 3.1 | 0,92 | 0,902 | 0,917 |
| $p_{\text{Т}}^*$, кПа | (2.25) | 54,87 | 154,4 | 153,9 |
| $T_{\text{Т}}^*$, К | (2.27) | 776,1 | 894,1 | 885,7 |
| $A_{\text{ТНД}}$, м ² | (2.22) | $3,818 \cdot 10^{-4}$ | $483,3 \cdot 10^{-4}$ | $479,2 \cdot 10^{-4}$ |
| $\bar{n}_{\text{ТНД}} = \bar{n}_{\text{в пр}} \sqrt{\frac{T_{\text{н}}^*}{T_{\text{н пр}}^*}}$ | | 1,0 | — | 1,03 |
| Сопло внутреннего контура | | | | |
| $G_{\text{сг}}$, кг/с | (2.26) | 0,1436 | 45,45 | 45,72 |
| $\pi_{\text{сг}}$ | (2.51) | 2,417 | 1,524 | 1,519 |
| $\Phi_{\text{сг}}$ | задается | 0,99 | 0,99 | 0,99 |
| $c_{\text{сг}}$ | (2.55) | 500,5 | — | — |
| \rightarrow | (2.52) | — | 448,9 | 445,2 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|----------------------------|----------|-----------------------|--------|--------|
| $\mu F_{cI}, \text{ М}^2$ | (2.54) | $18,53 \cdot 10^{-4}$ | — | — |
| —>— | (2.53) | — | 0,2316 | 0,2326 |
| $p_c - p_n, \text{ кПа}$ | (2,56) | 6,82 | 0 | 0 |
| Сопло наружного контура | | | | |
| π_{cII} | (2.51) | 2,511 | 1,568 | 1,583 |
| Ψ_{cII} | задается | 0,995 | 0,995 | 0,995 |
| $c_{cII}, \text{ м/с}$ | (2.55) | 309,7 | — | — |
| —>— | (2.52) | — | 283,2 | 286,1 |
| $\mu F_{cII}, \text{ М}^2$ | (2.54) | $65,41 \cdot 10^{-4}$ | — | — |
| —>— | (2.53) | — | 0,8238 | 0,8209 |
| $p_c - p_n, \text{ кПа}$ | (2.56) | 7,31 | — | — |

3.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ

3.5.1. Определение тяги и удельного расхода топлива ТРДД на расчетном режиме ($N=11 \text{ км}$, $M=0,8$)

Эти параметры ТРДД (ТРД) определяются по результатам проектного термогазодинамического расчета рабочего процесса двигателя при $G_b = 1 \text{ кг/с}$ (табл. 3.2).

Удельная тяга на расчетном режиме в случае полного расширения газа в реактивных соплах определяется по формуле

$$P_{уд} = (G'_{гсI} c_{cI} + G'_{вII} c_{cII} - G'_{вI} V_n) 10^{-3} \text{ кН} \cdot \text{с/кг}. \quad (3.4)$$

В случае неполного расширения газа в суживающемся реактивном сопле ($p_c > p_n$) удельная тяга ТРДД вычисляется следующим образом:

$$P_{уд} = P_{удI} + P_{удII}, \quad (3.5)$$

где $P_{удI} = (G'_{гсI} c_{cI} - G'_{вI} V_n) 10^{-3} + F'_{cI} (p_{cI} - p_n)$,

$$P_{удII} = G'_{вII} (c_{cII} - V_n) 10^{-3} + F'_{cII} (p_{cII} - p_n).$$

В формулах (3.4) и (3.5) индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_{вI} = 1 \text{ кг/с}$. Для рассматриваемого примера в полетных условиях реализуется неполное расширение газа в суживающихся соплах внутреннего и наружного контуров ($\pi_{ср} > \pi_{скр}$). В этом случае по формулам (3.5) получаем:

$$P_{удI} = (0,1436 \cdot 500,5 - 0,1408 \cdot 236,1) \cdot 10^{-3} + 18,53 \cdot 10^{-4} \cdot 6,82 = 0,0514 \text{ кН} \cdot \text{с/кг};$$

$$P_{удII} = (0,8592 \cdot 309,7 - 0,8592 \cdot 236,1) \cdot 10^{-3} + 65,41 \cdot 10^{-4} \cdot 7,31 = 0,1111 \text{ кН} \cdot \text{с/кг};$$

$$P_{уд} = 0,0514 + 0,1111 = 0,1625 \text{ кН} \cdot \text{с/кг}.$$

Удельный расход топлива на расчетном режиме

$$c_{уд} = \frac{G'_m}{P_{уд}} = \frac{10,11}{0,1625} = 62,21 \text{ кг/ч} \cdot \text{кН} \text{ (0,61 кг/ч} \cdot \text{кгс)},$$

где в соответствии с (2.13) и (2.15) для расчета G'_m было принято

$$\begin{aligned} v_{охл \Sigma} &= 1 - [(1 - v_{охл \text{са вл}}) + (1 - v_{охл \text{рк вл}}) + (1 - v_{ут})_{\text{вд}} + \\ &+ (1 - v_{охл \text{са нд}})] = 1 - [(1 - 0,98) + (1 - 0,975) + (1 - 0,995) + \\ &+ (1 - 0,98)] = 0,93. \end{aligned}$$

3.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя

Необходимый расход воздуха через двигатель на расчетном режиме

$$G_{в \Sigma p} = \frac{P_{дв}}{P_{уд}} = \frac{20,4}{0,1625} = 125,5 \text{ кг/с}, \quad (3.6)$$

где расчетную величину $P_{дв}$ берут из задания на проектирование двигателя. Основываясь на найденной величине $G_{в \Sigma p}$ и на данных табл. 3.2, определяют расчетные величины проходных сечений и расходов в основных элементах проектируемого ТРДД:

$$F_{вх} = \frac{G_{в \Sigma p} \sqrt{T_{вх}^*}}{40,4 \rho_{вх} q(\lambda_{вх})} = \frac{125,5 \sqrt{244,6}}{40,4 \cdot 34,61 \cdot 0,875} = 1,604 \text{ м}^2,$$

где величина $q(\lambda_{вх}) = 0,875$ принята на основе данных табл. 2.1;

$$A_{твд} = A'_{твд} \cdot G_{в \Sigma p} = 1,129 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 141,7 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2;$$

$$A_{тнд} = A'_{тнд} \cdot G_{в \Sigma p} = 3,818 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 479,2 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2;$$

$$\mu F_{сI} = \mu F'_{сI} \cdot G_{в \Sigma p} = 18,53 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 0,2326 \text{ м}^2;$$

$$\mu F_{сII} = \mu F'_{сII} \cdot G_{в \Sigma p} = 65,41 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 0,8209 \text{ м}^2;$$

$$G_{вII} = G'_{вII} \cdot G_{в \Sigma p} = 0,8592 \cdot 125,5 = 107,8 \text{ кг/с};$$

$$G_{вI} = G'_{вI} \cdot G_{в \Sigma p} = 0,1408 \cdot 125,5 = 17,67 \text{ кг/с};$$

$$G_{гвд} = G'_{гвд} \cdot G_{в \Sigma p} = 0,1338 \cdot 125,5 = 16,79 \text{ кг/с};$$

$$G_{гнд} = G'_{гнд} \cdot G_{в \Sigma p} = 0,1408 \cdot 125,5 = 17,67 \text{ кг/с};$$

(3.7)

$$\left. \begin{aligned} G_{гс} &= G'_{гс} G_{в\ \Sigma\ P} = 0,1436 \cdot 125,5 = 18,02 \text{ кг/с}; \\ G_{мч} &= G'_{мч} G_{в\ \Sigma\ P} = 10,11 \cdot 125,5 = 1269 \text{ кг/ч}. \end{aligned} \right\} (3.7)$$

Здесь индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_{в\ \Sigma} = 1 \text{ кг/с}$ (см. табл. 3.2).

Габаритный диаметр двигателя

$$D_{дв} = \bar{D} D_{1к} = \bar{D} \left[\frac{4 F_{вх}}{\pi \cdot (1 - \bar{a}_{1к}^2)} \right]^{0,5}, \quad (3.8)$$

где $\bar{D} = D_{дв}/D_{1к} \cong 1,03 \dots 1,15$, $\bar{a}_{1к} = 0,3 \dots 0,5$.

В рассматриваемом примере получаем

$$D_{дв} = 1,05 \left[\frac{4 \cdot 1,604}{3,14 (1 - 0,32^2)} \right]^{0,5} = 1,584 \text{ м.}$$

В дальнейшем, при расчете основных параметров турбокомпрессора, величину $D_{дв}$ уточняют.

3.5.3. Определение тяги и удельного расхода топлива двигателя на других заданных режимах

Тяга ТРДД на взлетном режиме (при $V = 0$, $H = 0$, САУ) в случае полного расширения газа в реактивных соплах вычисляется следующим образом (см. табл. 3.2):

$$P_{дв\ взл} = (G_{гс1} c_{сг1} + G_{в\ сс11}) 10^{-3} = (45,72 \cdot 445,2 + 275,5 \cdot 286,1) 10^{-3} = 99 \text{ кН (10092 кгс)}. \quad (3.9)$$

Величину $P_{дв\ взл}$ рассчитывают по уравнению (3.9) при выбранном в начальном приближении значении $T_{г\ взл}^* = 1560 \text{ К}$, принимая в уравнениях (2.26,а) и (2.7) для $G_{гс1}$ и $G_{в11}$ расход воздуха $G_{в\ \Sigma}$ по формуле

$$G_{в\ \Sigma\ взл} = G_{в\ \Sigma\ P} \frac{101,33}{p_n^*} \sqrt{\frac{T_n^*}{288,16}} \bar{G}_{в\ пр\ КНД}, \quad (3.10)$$

где величина $G_{в\ \Sigma\ P}$ определяется по (3.6), а величина $\bar{G}_{в\ пр\ КНД}$ берется первоначально по рис. 3.6 (табл. 3.1). При несовпадении расчетного и заданного значений тяги подбирают на дроссельной характеристике уточненные значения температуры $T_{г\ взл}^*$, $\bar{G}_{в\ пр\ КНД}$ и др. параметров рабочего процесса ТРДД с помощью ЭВМ (см. приложение).

При неполном расширении газа в суживающемся реактивном сопле для расчета тяги взлетного режима пользуются формулой, аналогичной (3.5).

Удельный расход топлива на взлетном режиме

$$c_{уд\ взл} = \frac{G_{мч}}{P_{дв\ взл}} = \frac{3639}{99} = 36,8 \text{ кг/ч}\cdot\text{кН (0,361 кг/кгс}\cdot\text{ч)}, \quad (3.11)$$

3.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя

В случае ТРД и ТРДД со смешением и без смешения потоков массу двигателя в общем случае можно рассчитать следующим образом [11]:

$$M_{\text{дв}} = (M_I + M_{\text{II}} + M_{\text{к.см}}) k_c k_{\text{рес}}. \quad (3.12)$$

Здесь $M_I = B G_{\text{в вэл}}^{m_1} (\pi_{\text{кэ}}^{0,286} - 1)^{m_2} k_{\text{тг}}$ — масса внутреннего контура двигателя (без турбины вентилятора);

$M_{\text{II}} = 1,145 (m_1 G_{\text{в вэл}})^{1,28} \times (\pi_{\text{в вэл}}^{0,286} - 1)^{0,5} k_{\text{тг}}$ — масса турбовентиляторного контура.

$M_{\text{к.см}} = 2,316 G_{\text{в вэл}}^{0,753}$ — масса камеры смешения у ТРДДсм;

k_c — коэффициент совершенствования массы ГТД по годам (рис. 3.7);

$k_{\text{рес}}$ — коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от величины назначенного ресурса

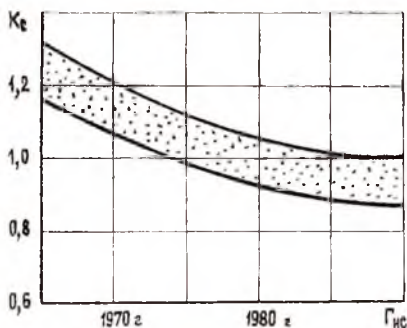


Рис. 3.7. Статистическая зависимость коэффициента совершенствования массы ГТД от года начала серийного производства [11, 18, 24]

$$k_{\text{рес}} = \begin{cases} 1,0 \dots 1,07 & \text{— для ГТД ДПС в зависимости от величины ресурса } \tau; \\ 1,0 & \text{— для ГТД дальних военных и транспортных самолетов и вертолетов;} \\ 0,9 & \text{— для ГТД истребителей [24];} \end{cases}$$

$k_{\text{тг}}$ — коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя за счет системы охлаждения турбины:

$$k_{\text{тг}} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{\text{г макс}}^* - 1200). \quad (3.13)$$

Значения коэффициентов B , m_1 , m_2 в формуле (3.12) берутся из табл. 3.3.

Таблица 3.3

| Тип ГТД | $\pi_{\text{кэ}}$ | $0,5 < G_{\text{в вэл}} \leq 5 \text{ кг/с}$ | | | $5 < G_{\text{в вэл}} \leq 50 \text{ кг/с}$ | | | $G_{\text{в вэл}} > 50 \text{ кг/с}$ | | |
|---------|-------------------|--|-------|-------|---|-------|-------|--------------------------------------|-------|-------|
| | | B | m_1 | m_2 | B | m_1 | m_2 | B | m_1 | m_2 |
| ТРД | > 5 | 20,9 | 0,8 | 0,5 | 15,2 | 1 | 0,5 | 6,96 | 1,2 | 0,5 |
| ТРДД | < 5 | 16,0 | 0,8 | 0 | 11,6 | 1 | 0 | 5,32 | 1,2 | 0 |

Из расчета взлетного режима для проектируемого ТРДД известны следующие величины параметров в САУ, необходимые для расчета его массы (см. табл. 3.1 и 3.2): $\pi_{кв\ взл} = 20,99$; $\gamma_{взл} = 1,615$; $m_{взл} = 6,162$; $T_{г\ макс}^* \approx T_{г\ взл}^* = 1558\text{ К}$; $G_{вз\ взл} = 320,2\text{ кг/с}$; $G_{в1} = \frac{G_{вз\ взл}}{1 + m_{взл}} = \frac{320,2}{1 + 6,162} = 44,71\text{ кг/с}$. Если расчет взлетного режима выполнялся не в САУ, то величину $G_{в1}$ следует привести к САУ.

В соответствии с табл. 3.3 определяются коэффициенты к формуле массы ТРДД (3.12): $B = 15,2$; $m_1 = 1,0$; $m_2 = 0,5$.

Тогда масса внутреннего контура ТРДД

$$M_1 = 15,2 \cdot 44,71 (20,99^{0,286} - 1)^{0,5} \cdot 1,072 = 857\text{ кг},$$

где согласно формуле (3.13) величина $k_{г} = [1 + 2 \cdot 10^{-4} (1558 - 1200)] = 1,072$.

Масса турбовентиляторного контура

$$M_{II} = 1,145 (6,162 \cdot 44,71)^{1,28} (1,615^{0,286} - 1)^{0,5} \cdot 1,072 = 624\text{ кг}.$$

Масса проектируемого ТРДД в целом

$$M_{дв} = (857 + 624) \cdot 1,05 \cdot 1,07 = 1664\text{ кг},$$

где величина $k_c = 1,05$ определена по рис. 3.7 в зависимости от года начала серийного выпуска спроектированного ТРДД (в примере $\Gamma_{ис} = 1980\text{ г}$), а величина $k_{рес} = 1,07$ принята по рекомендациям к формуле (3.12).

Удельная масса двигателя вычисляется по формуле

$$\gamma_{дв} = M_{дв} / P_{дв\ взл} \quad (3.14)$$

Для проектируемого ТРДД имеем

$$\gamma_{дв} = 1664/99 = 16,8^*)\text{ кг/кН}.$$

3.6. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВАРИАНТОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ТРДД В СИСТЕМЕ ДПС. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА

Расчет показателей эффективности сравниваемых вариантов ТРДД производится на основе полученных для них величин основных проектных данных по методикам и рекомендациям, изложенным в разд. 1.5. При этом основными исходными данными для расчета технико-экономических критериев, характеризующих эффективность проектируемого двигателя в системе ДА, являются:

$$n_{дв} = 2; M_{дв} = 1664\text{ кг}; \gamma_{дв} = 16,8\text{ кг/кН}; \tau = 12000\text{ ч};$$

$$P_{дв\ кр} = 20,4\text{ кН};$$

$$c_{уд\ кр} = 62,21\text{ кг/кН}\cdot\text{ч (при } M_{п} = 0,8; H_{п} = 11\text{ км)}$$

$$L_{п} = 3500\text{ км}.$$

*) Соответствует в МКГСС безразмерной величине $\gamma_{дв} = 0,165$.

3.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки

$$M_{cy} = M_{дв} k_{cy} n_{дв} = 1664 \cdot 1,5 \cdot 2 = 4992 \text{ кг},$$

где величина $k_{cy} = 1,5$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

Необходимое количество топлива на ЛА

$$\begin{aligned} M_{пл ЛА} &= n_{дв} \bar{G}_{топ} c_{уд} P_{дв кр} \left(\frac{L_{пл}}{V_T} + t_{из} \right) = \\ &= 2 \cdot 1,06 \cdot 62,21 \cdot 20,4 \left(\frac{3500}{790} + 1 \right) = 14610 \text{ кг}, \end{aligned}$$

где по рекомендациям к формуле (1.20) $t_{из} = 1$ ч, а величины $\bar{V}_T = 0,93$ и $\bar{G}_{топ} = 1,06$ определяются в зависимости от $L_{пл}$ по рис. 1.5. При этом

$$\begin{aligned} V_T &= \bar{V}_T 3,6 a M_{пл} = 0,93 \cdot 3,6 \cdot 20,05 \sqrt{216,7 \cdot 0,8} = \\ &= 0,93 \cdot 850 = 790 \text{ км/ч}. \end{aligned}$$

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{cy+m} = M_{cy} + \bar{M}_{мс} M_{пл ЛА} = 4992 + 1,05 \cdot 14610 = 20332 \text{ кг},$$

где величина $\bar{M}_{мс} = 1,05$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

3.6.2. Расчет взлетной массы ЛА

$$\begin{aligned} \text{Взлетная масса ЛА} \quad M_0 &= \frac{M_{cy+m}}{1 - \bar{M}_{пл}^* - \bar{M}_{кн}} = \frac{20332}{1 - 0,47 - 0,20} = \\ &= 61612 \text{ кг}, \end{aligned}$$

где принимаем $\bar{M}_{пл}^* = 0,47$; $\bar{M}_{кн} = 0,2$ по рекомендациям к формуле (1.17).

Проверяется величина полученной стартовой тяговооруженности ЛА:

$$\mu_{взл} = \frac{P_{дв взл} n_{дв}}{M_0 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = \frac{99 \cdot 2}{61612 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = 0,328.$$

Сопоставляя ее с необходимыми значениями тяговооруженности для данного вида ЛА, указанными в рекомендациях к формуле (1.21), убеждаемся в том, что полученная величина M_0 удовлетворительно согласуется с заданной величиной тяги (размером) проектируемого двигателя.

3.6.3. Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т·км

$$\text{Затраты топлива на 1 т·км} — C_{ткм} = \frac{M_{mL}}{M_{кн} \cdot L_{п} \cdot 10^{-3}} =$$

$$= \frac{c_{топ} c_{уд} P_{двкр} n_{дв}}{M_{кн} \dot{V}_T \cdot 10^{-3}} = \frac{1,06 \cdot 62,21 \cdot 20,4 \cdot 2}{12322 \cdot 790 \cdot 10^{-3}} = 0,276 \text{ кг/т·км},$$

где $M_{кн} = M_0 \bar{M}_{кн} = 61612 \cdot 0,2 = 12322$ кг, а величина M_{mL} соответствует расходу топлива ЛА при полете на расчетную дальность $L_{п}$ (т. е. при $M_{mL} = M_{мЛА} - M_{минз}$). Проверяется соответствие полученной топливной экономичности ЛА заданию (см. рис. 3.1). В данном примере полученная величина $C_{ткм}$ удовлетворяет заданному ограничению $C_{ткм} \leq 0,30$ кг/т·км. При невыполнении этого ограничения выбирают другие величины $\bar{M}_{кн}$ или $\bar{M}_{пл}^*$, либо другой вариант параметров рабочего процесса ТРДД (ТРД).

3.6.4. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя

Среднесовокупная цена серийного экземпляра проектируемого двигателя

$$S_{дв} = S_{м}^{уд} M_{дв} k_{гис} \cdot k_{zдв} = 670 \cdot 1664 \cdot 0,995 \cdot 0,38 = 421536 \text{ р},$$

где величина $S_{м}^{уд} = 670$ р/кг и величины коэффициентов $k_{гис} = 0,995$, $k_{zдв} = 0,38$ приняты по рис. 1.6 и 1.7 в зависимости от удельной массы двигателя ($\gamma_{дв} = 16,8$ кг/кН), года начала серийного производства и необходимого количества двигателей для проектируемого парка ЛА. В примере принято: $\Gamma_{ис} = 1980$ г; $n_{дв} = 2000$ — по рекомендациям к формуле (1.25).

Удельные затраты на опытно-конструкторские работы

$$S_{окр}^{уд} = \frac{150 S_{дв}}{z_{дв}} = \frac{150 \cdot 421536}{2000} = 31615 \text{ р/дв.}$$

Затраты на ремонты двигателя

$$S_{рем} = k_{рем} S_{дв} = 0,6 \cdot 421536 = 252922 \text{ р},$$

где коэффициент $k_{рем} = 0,6$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.29).

Затраты на техническое обслуживание за жизненный цикл двигателя

$$S_{то} = A_{тодв} \cdot \tau = 9,6 \cdot 12000 = 115200 \text{ р},$$

где удельные затраты $A_{тодв} = 9,6$ р/ч берутся по рис. 1.7 в зависимости от величины $P_{дввзл}$;

Затраты на ГСМ

$$S_{\text{ГСМ}} = S_{\text{ГСМ}}^{\text{уд}} \bar{G}_{\text{топ}} c_{\text{уд}} P_{\text{дв кр}} \tau = 0,08 \cdot 1,06 \cdot 62,21 \cdot 20,4 \cdot 12000 = 1291420 \text{ р.}$$

где в соответствии с (1.30) принимаем $S_{\text{ГСМ}}^{\text{уд}} = 0,08 \text{ р/кг}$ [4].

Затраты на эксплуатацию двигателя

$$S_{\text{экс}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{то}} + S_{\text{ГСМ}} = 252922 + 115200 + 1291420 = 1659542 \text{ р.}$$

Стоимость жизненного цикла двигателя

$$S_{\text{ж дв}} = S_{\text{окр дв}}^{\text{уд}} + S_{\text{дв}} + S_{\text{экс}} = 31615 + 421536 + 1659542 = 2112693 \text{ р.}$$

Рассчитав величины показателей эффективности для 2...3 вариантов параметров двигателя, выбирают оптимальный вариант. В данном случае тот, который обеспечивает наименьшую величину $S_{\text{ж дв}}$, удовлетворяет требованию по критерию $C_{\text{т км}}$ и рационален конструктивно и технологически.

Глава 4

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРДДФ и ТРДФ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

4.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРДДФ

Рассмотрим в качестве примера следующий вариант дипломного задания на проектирование ТРДДФ.

Заданные режимы двигателя:

$$P_{\text{дв кр1}} = 16 \text{ кН при } H = 11 \text{ км; } M = 0,8; \text{ САУ;}$$

$$P_{\text{дв взл}}^{\text{ф}} = 144,5 \text{ кН (14734 кгс) при } H = 0, M = 0; \text{ САУ;}$$

$$P_{\text{дв кр2}}^{\text{ф}} = 62,5 \text{ кН при } H = 15 \text{ км; } M = 2,0; \text{ САУ.}$$

Заданный прототип двигателя — ТРДДФ F 101.GE100 [8].

Заданный прототип ЛА — стратегический бомбардировщик В-1А [25, 27].

Расчетная дальность полета — $L_{\text{пз}} = 8000 \text{ км}$, из них дальность дозвукового полета $L_{\text{п1}} = 6000 \text{ км}$, дальность сверхзвукового полета $L_{\text{п2}} = 2000 \text{ км}$.

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{г}}^* \text{ max} < 1600 \text{ К}$;

минимально допускаемая величина коэффициента избытка воздуха в форсажной камере $\alpha_{\Sigma \min} = 1,2$;

назначенный ресурс ТРДДФ $\tau = 1500$ ч;

относительная масса боевой нагрузки ЛА $\bar{M}_{\text{бн}} = M_{\text{бн}}/M_0 \geq 0,13 \dots 0,15$. При этом выбранный вариант ТРДДФ должен обеспечивать минимальное значение $S_{\text{жЛА}}$.

При упрощении задачи, в случае, когда для проектируемого ТРДД известны необходимые величины $c_{\text{удкр1}}$ и $c_{\text{удкр2}}^{\Phi}$ в условиях крейсерского полета, в данном варианте вместо технико-экономических показателей ЛА ($\bar{M}_{\text{бн}}$ и т. п.) может быть, например, задано: $c_{\text{удкр1}} \leq 76$ кг/кН·ч (0,746 кг/кгс·ч); $c_{\text{удкр2}} \leq 200$ кг/кН·ч (1,96 кг/кгс·ч); $M_{\text{дв}} \leq 1800$ кг; $D_{\text{дв}} \leq 1425$ мм.

При наиболее упрощенной постановке задачи (типичной при курсовом проектировании) вариант этого задания может быть сформулирован таким образом.

Заданный режим работы двигателя — $P_{\text{дв взл}}^{\Phi} = 144,5$ кН при $H = 0$; $M = 0$; САУ.

Заданный прототип двигателя — ТРДДФ F 101.GE100 [8].

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{Г}}^* \max \leq 1600$ К;

минимально-допускаемая величина коэффициента избытка воздуха в форсажной камере $\alpha_{\Sigma} = 1,2$;

удельный расход топлива на взлетном режиме

$c_{\text{удвзл}} \leq 60$ кг/кН·ч (0,588 кг/кгс·ч); $c_{\text{удвзл}}^{\Phi} \leq 230$ кг/кН·ч;

назначенный ресурс $\tau = 1500$ ч.

4.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДДФ

Конструктивную схему проектируемого ТРДДФ принимаем по прототипу — со смешением потоков и $F_{\text{см}} = F_{\text{фк}}$ (см рис. 4.1).

В соответствии с рекомендациями разд. 1.3 в качестве расчетного режима ТРДДФ (ТРДФ) сверхзвуковых ЛА принимается взлетный режим. Максимально допустимую температуру

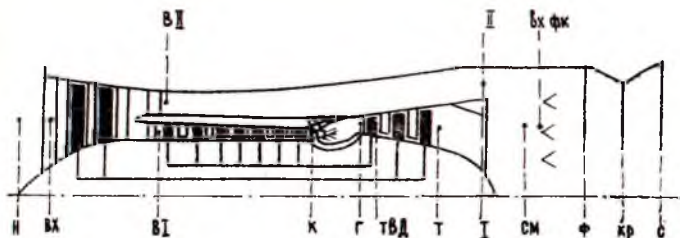


Рис. 4.1. Схема проточной части ТРДДФ — прототипа [8]

газа перед турбиной двигателя принимаем равной температуре T_{Γ}^* взлетного режима в САУ*). $T_{\Gamma}^*_{\max} = T_{\Gamma}^*_{\text{взл}} = 1600 \text{ К}$. В соответствии с рекомендациями разд. 2.7 максимальную температуру в форсажной камере $T_{\Phi}^*_{\max} = T_{\Phi}^*_{\text{взл}}$ определяем из условия $\alpha_{\Sigma \min} = 1,2$, а температуру $T_{\Phi}^*_{\text{кр}}$ при крейсерском сверхзвуковом полете находим в первом приближении из условия $\alpha_{\Sigma} = 1,6 \dots 1,8$. Предварительный выбор параметров рабочего процесса проектируемого ТРДДФ производится на основе типовых зависимостей, приведенных на рис. 4.2, 4.3, 4.4**). Для рассмотренного в разд. 4.1 примера задания по величинам температуры $T_{\Gamma}^*_{\text{взл}}$, дальностей полета $L_{\text{п1}} = 6000 \text{ км}$, $L_{\text{п2}} = 2000 \text{ км}$, с помощью этих зависимостей могут быть выбраны в качестве расчетных следующие варианты оптимальных сочетаний параметров рабочего процесса, приведенные к условиям взлета.

| I вариант | II вариант | III вариант |
|---|--|--|
| $\pi_{\text{к} \Sigma \text{взл}} = 26,5;$ | $\pi_{\text{к} \Sigma \text{взл}} = 19;$ | $\pi_{\text{к} \Sigma \text{взл}} = 30;$ |
| $m_{\text{взл}} = 2,0 (m = 1,8 \dots 2,6);$ | $m_{\text{взл}} = 2,6;$ | $m_{\text{взл}} = 1,8;$ |
| $\pi_{\text{в} \text{взл}} = 2,36 (\pi_{\text{в}} = 2,15 \dots 2,6).$ | $\pi_{\text{в} \text{взл}} = 2,15.$ | $\pi_{\text{в} \text{взл}} = 2,6.$ |

Следует обратить внимание на специфичность оптимальных сочетаний величин $\pi_{\text{к}}$, m и $\pi_{\text{в}}$ для ТРДДФ в вариантах II и III, что определяется протеканием границ области оптимальных параметров при $\Delta_y = \text{const}$ (см. рис. 1.2 и 4.2).

Основываясь на схеме проточной части прототипа (см. рис. 4.1) выбранных значения основных параметров рабочего процесса проектируемого ТРДДФ ($T_{\Gamma}^*_{\max}$, $\pi_{\text{к} \Sigma}$, m , $\pi_{\text{в}}$, α_{Σ}), и на рекомендациях главы 2, выбираем, например, для I варианта параметров ($\pi_{\text{к} \Sigma \text{взл}} = 26,5$) следующие величины к.п.д. ступеней компрессоров, турбин и коэффициентов потерь:

| | |
|---|------------------------------------|
| $\sigma_{\text{вх}} = 1,0 (M = 0, H = 0);$ | $\nu_{\text{охл са вл}} = 0,98;$ |
| $\sigma_{\text{вх}} = 0,97 (M = 0,8; H = 11 \text{ км});$ | $\nu_{\text{охл рк вл}} = 0,98;$ |
| $\sigma_{\text{вх}} = 0,86 (M = 2, H = 15 \text{ км});$ | $\nu_{\text{ут твд}} = 0,98;$ |
| $\sigma_{\text{лс}} = 0,935;$ | $\nu_{\text{охл пл са нд}} = 1,0;$ |
| $\eta_{\Gamma} = 0,99;$ | $\nu_{\text{охл са нд}} = 0,99;$ |
| $\eta_{\text{м вл}} = 0,995;$ | $\nu_{\text{охл рк нд}} = 1;$ |
| $\eta_{\text{м нд}} = 1,0;$ | $\nu_{\text{ут т нд}} = 1;$ |
| $\sigma_{\text{т}} = 0,985;$ | $\sigma_{\text{к см}} = 0,995;$ |

*) В тех случаях, когда заданная температура $T_{\Gamma}^*_{\max}$ соответствует $t_{\text{п}} > 15^{\circ}\text{C}$, расчет взлетного режима производят либо непосредственно для заданных значений $t_{\text{п}}$ и $T_{\Gamma}^*_{\max}$, либо в САУ при $T_{\Gamma}^*_{\text{взл}} < T_{\Gamma}^*_{\max}$ (примерно на $30 \dots 50^{\circ}$ меньше на каждые $10^{\circ} \Delta t_{\text{п сау}}$).

**) В случае ТРДФ выбор оптимальной величины $\pi_{\text{к} \Sigma}$ производится по зависимостям, приведенным на рис. 4.5, 4.6, 4.7.

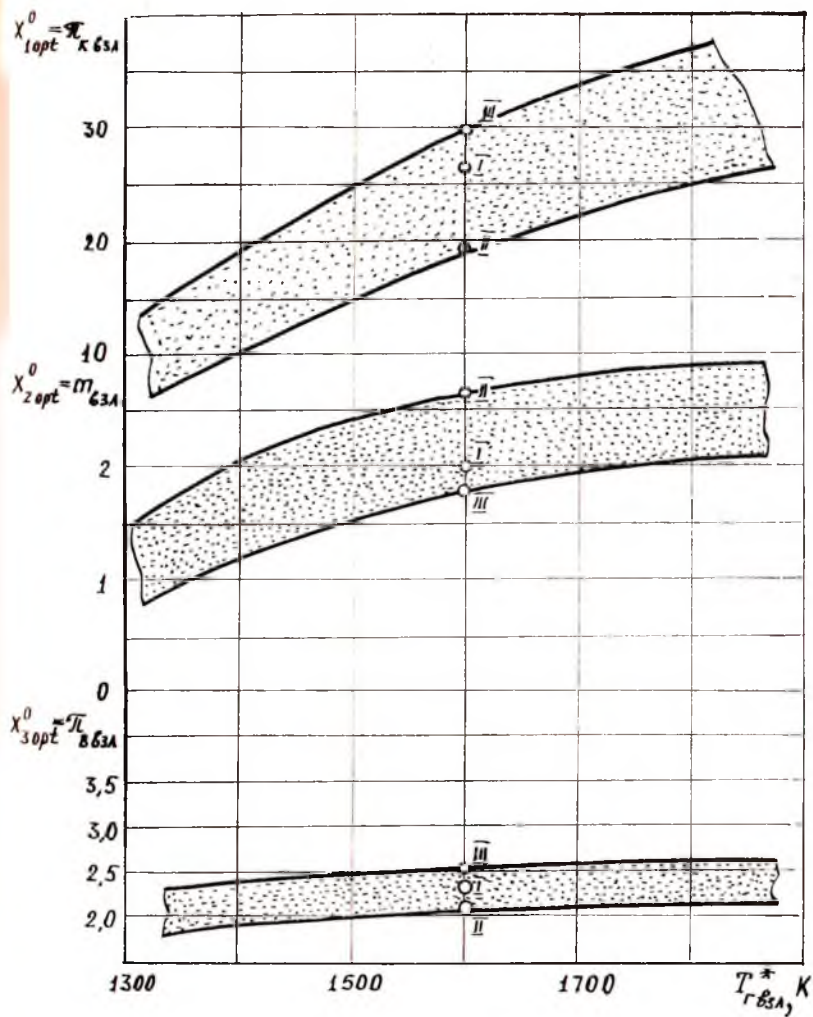


Рис. 4.2. Типовая зависимость от температуры $T_{ГБЗА}^*$ оптимальных по критерию M_0 значений $\pi_{к}$, m , $\pi_{в}$ (в пределах $\Delta y = 1\%$) для взлетного режима в САУ ТРДДФ со смешением потоков многорежимного ЛА с расчетной дальностью полета $L_{п\Sigma} = 8000$ км: $L_{п1} = 6000$ км, при $M_{п} = 0,75 \dots 0,85$, $H_{п} = 11$ км и $L_{п2} = 2000$ км при $M_{п} = 2$, $H_{п} = 15$ км.

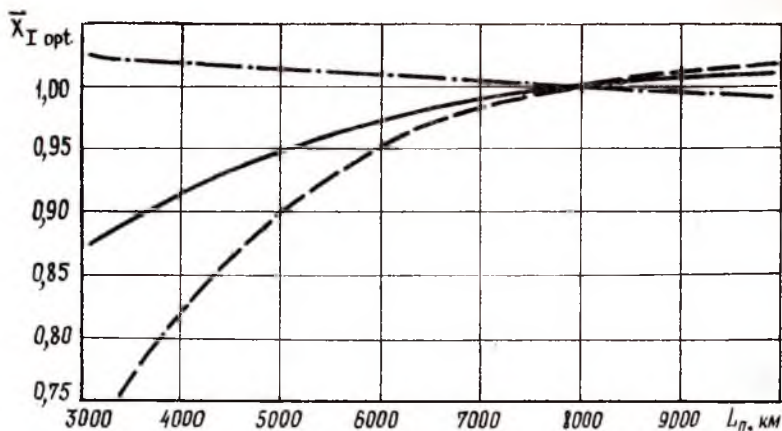


Рис. 4.3. Влияние суммарной дальности полета $L_{п\Sigma}$ на величины оптимальных по критерию M_0 параметров ТРДДФ со смешением потоков при $L_{п2} = 0,25$: $x_{i \text{ opt}} = x_{i \text{ opt}}^0 \bar{x}_{i \text{ opt}}$ — $\pi_{к \text{ opt}}$; — — — m_{opt} ; — · — $\pi_{в \text{ opt}}$

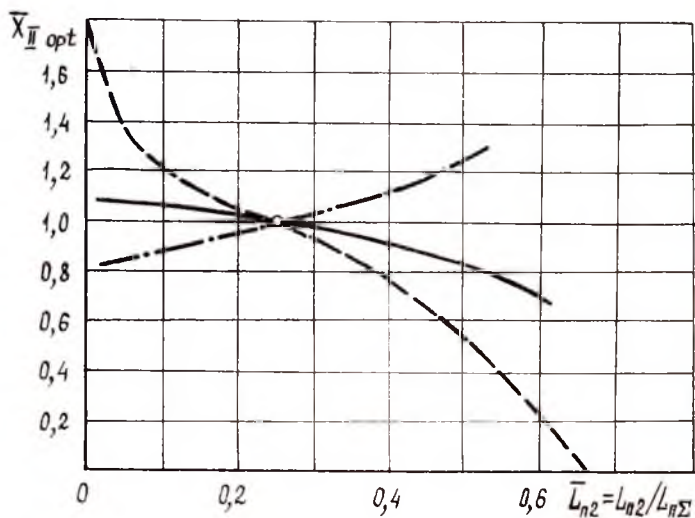


Рис. 4.4. Влияние относительной дальности сверхзвукового участка полета $L_{п2}$ на величины оптимальных по критерию M_0 параметров ТРДДФ со смешением потоков: $x_{i \text{ opt}} = x_{i \text{ opt}}^0 \times \bar{x}_{i \text{ opt}}$ $\bar{x}_{II \text{ opt}}$; — $\pi_{к \text{ opt}}$; — — — m_{opt} ; — · — $\pi_{в \text{ opt}}$

$$\sigma_{II} = 0,96;$$

$$\eta_{cтв}^* = 0,875 \text{ (при } \bar{n}_{opt} = 1,0);$$

$$\eta_{cт квд}^* = 0,88;$$

$$\eta_{cт твд}^* = 0,91;$$

$$\eta_{cт тнд}^* = 0,91;$$

$$\varphi_{cр} = 0,975;$$

$$\nu_{охл пл са вд} = 0,96;$$

$$\sigma_{г фк} = 0,97;$$

$$\lambda_{г} = 0,20;$$

$$\eta_{гф} = 0,875 \text{ (при } \alpha_{\Sigma \min} = 1,2);$$

$$\eta_{гф} = 0,95 \text{ (при } \alpha_{\Sigma кр} \cong 1,6...1,8).$$

Выбранные значения к.п.д. соответствуют трансзвуковому типу ступеней вентилятора и компрессора и оптимально нагруженным (неохлаждаемым) ступеням турбины (см. табл. 2.1 и 2.2). Поскольку ступени вентилятора являются входными, значение $\eta_{cтв}^*$ снижено относительно рекомендованных значений на 2% (см. разд. 2.3).

Для проверки взаимного соответствия принятых по рис. 4.2 значений m_{opt} и $\pi_{в opt}$ у ТРДДФсм (и ТРДДсм) производится уточнение одного из них при выбранных значениях к.п.д., чтобы обеспечить примерно оптимальное соотношение давлений на расчетном режиме $(p_{II}^* / p_I^*)_{opt} \cong 0,95...1,05$. Уточнение можно произвести по следующей формуле:

$$m_{opt см} = \left(\bar{c}_p \frac{T_{г}^*}{T_{II}^*} \right) \frac{(1 + q_m) \nu_{\Sigma} \eta_{т \Sigma}^* \eta_m \eta_{в}^*}{\pi_{II}^{0,286} - 1} \left[1 - \left(\frac{\pi_{к \Sigma} \cdot \sigma_{II}}{\pi_{II} \cdot \sigma_{к \Sigma}} \right)^{-0,25} \right] - \frac{(\pi_{к \Sigma}^{0,286} - 1) \eta_{к \Sigma}^*}{(\pi_{в}^{0,286} - 1) \eta_{к \Sigma}^*},$$

где значения $\eta_{к \Sigma}^*$ и $\eta_{в}^*$ оцениваются по осредненным величинам $\eta_{cт}^*$ с помощью рис. 2.2 и формулы (2.6), q_m — по рис. 2.3, ν_{Σ} — по рекомендациям к формуле (2.17), $\eta_{т \Sigma}^* \approx (1,01...1,015) \eta_{cт}^*$, $c_p = c_{pг} / c_{pв} \approx 1,14...1,17$.

Так, например, для I варианта параметров ($\pi_{к \Sigma} = 26,5$; $\pi_{в} = 2,36$; $T_{г}^* = 1600$ К) имеем:

$$m_{opt см} = \left(1,16 \cdot \frac{1600}{288,16} \right) \frac{(1 + 0,02) 0,93 \cdot 0,92 \cdot 0,995 \cdot 0,84}{2,36^{0,286} - 1} \times \left[1 - \left(\frac{26,5 \cdot 0,96}{2,36 \cdot 0,935} \right)^{-0,25} \right] - \frac{(26,5^{0,286} - 1) 0,84}{(2,36^{0,286} - 1) 0,817} \cong 2,00.$$

Здесь было принято: $\eta_{к \Sigma}^* = 0,817$ — определено по величинам $\pi_{к \Sigma} = 26,5$ и $\eta_{cт}^* = 0,88$ (рис. 2.2), $\eta_{в}^* = \eta_{в о}^* - \Delta \eta_{к \bar{n}}^* = 0,86 - 0,02 = 0,84$. Величина $\eta_{в о}^*$ определялась по $\pi_{в} = 2,36$ и $\eta_{cт в}^* = 0,875$ (рис. 2.2), а величина поправки $\Delta \eta_{к \bar{n}}^* = 0,02$ была при-

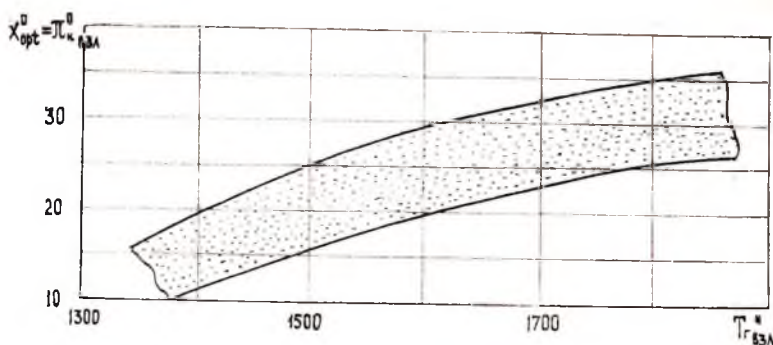


Рис. 4.5. Типовая зависимость от температуры $T_{Г, в3л}^*$ оптимальных по критерию M_0 значений $\pi_{к, в3л}$ (в пределах $\Delta y = 1\%$) для ТРДФ много-режимного ЛА с расчетной дальностью полета $L_{п\Sigma} = 8000$ км: $L_{п1} = 6000$ км при $M_{п1} = 0,75 \dots 0,85$, $H_{п1} = 11$ км и $L_{п2} = 2000$ км при $M_{п2} = 2$, $H_{п2} = 15$ км

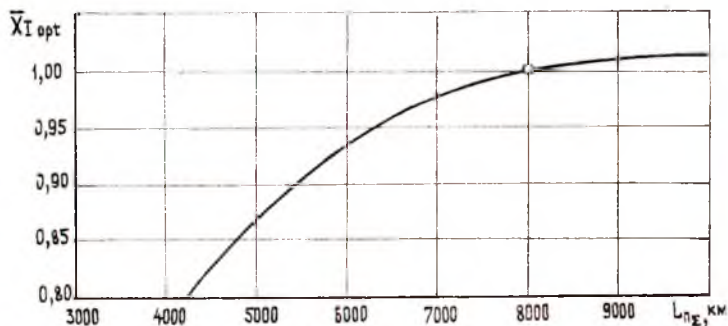


Рис. 4.6. Влияние суммарной дальности полета $L_{п\Sigma}$ на величину $\pi_{к, opt}^0$ по критерию M_0 для ТРДФ при $L_{п2} = 0,25$: $\pi_{к, opt}^0 = \pi_{к, opt}^0 \cdot \bar{\chi}_I^{opt}$

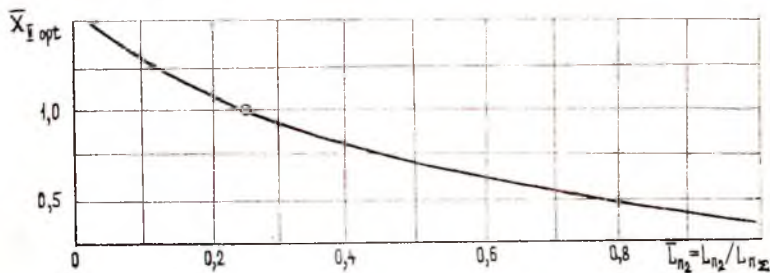


Рис. 4.7. Влияние относительной дальности сверхзвукового участка полета $L_{п2}$ на величину $\pi_{к, opt}^0$ по критерию M_0 для ТРДФ: $\pi_{к, opt}^0 = \pi_{к, opt}^0 \cdot \bar{\chi}_I^{opt} \cdot \bar{\chi}_{II}^{opt}$

нята по рекомендациям к формуле (2.6). В данном случае выбранная для расчетного режима ТРДДФ (при $H = 0$, $M_n = 0$) умеренная величина $\Delta \eta_{\kappa \bar{n}}^*$ соответствует на характеристике вентилятора (см. рис. 2.1) положению рабочей точки при $\bar{n}_{в пр} \approx 1,04$, что приводит к лучшим значениям к.п.д. вентилятора при $M_n = 2$. В случае больших M_n , а также при большей доле сверхзвукового участка полета (L_{n2}) величину $\bar{n}_{в пр}$ (и соответственно $\Delta \eta_{\kappa \bar{n}}^*$) в расчетной точке (при $M = 0$) принимают большей.

4.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ

Для расчета заданных режимов работы ТРДДФ принятой конструктивной схемы необходимо предварительно оценить для этих режимов величины параметров рабочего процесса и к.п.д. каскадов компрессора и турбины.

Предварительное распределение работ между каскадами НД и ВД на расчетном режиме осуществляется по методике, изложенной в разд. 1.4. При этом в расчетной точке (взлет при $H = 0$, $M = 0$, САУ, $T_{г взл}^* = 1600$ К) для I варианта параметров рабочего процесса ($\pi_{\kappa \Sigma} = 26,5$; $m = 2$) при принятых в разд. 4.2 к.п.д. ступеней, выбирая $Y_{твд}^* = 0,48$ и $Y_{тнд}^* = 0,52$, получаем следующие результаты: $\eta_{п}^* = 0,84$ при $\pi_{в} = 2,36$;

$$\pi_{кнд} = 2,242; \eta_{кнд}^* = 0,85; \eta_{тнд}^* = 0,915; U_{тнд} = 285 \text{ м/с}; z_{тнд} = 2;$$

$$\pi_{квд} = 11,82; \eta_{квд}^* = 0,835; \eta_{твд}^* = 0,89; U_{твд} = 500 \text{ м/с}; z_{твд} = 1.$$

Здесь было принято: по рекомендациям к формуле (2.6) для компрессора НД: $\Delta \eta_{\kappa \bar{n}}^* = 0,02$; $\bar{\pi} = 0,95$; $\bar{\eta} = 1,01$ (по рис. 1.4), а по рекомендациям к формуле (2.21):

$$\Delta \eta_{т охл}^* = 0,02, \Delta \eta_{тА}^* = 0, \eta_{т}^* / \eta_{ст}^* = 1 \text{ — для турбины ВД};$$

$$\Delta \eta_{т охл}^* = 0, \Delta \eta_{тА}^* = 0, \eta_{т}^* / \eta_{ст}^* = 1,005 \text{ — для турбины НД}^*).$$

Для турбины ВД величина $\Delta \eta_{т охл}^*$ оценивалась с помощью рис. 2.5 по величине $\bar{G}_{в охл рк} = (1 - v_{охл рк}) + (1 - v_{ут}) = (1 - 0,98) + (1 - 0,98) = 0,04$. Величина $\Delta \eta_{тА}^* = 0$ определена с помощью рис. 2.7 путем оценки для расчетного режима

$$\text{величины пропускной способности турбины } A_{т} \approx \frac{G_{вГ} \sqrt{R_{г} 10^3 T_{г}^*}}{P_{вх}^* \pi_{\kappa \Sigma} \sigma_{\kappa \Sigma} 10^3} =$$

* Для указанных высот полета $H = 0 \dots 15$ км поправка $\Delta \eta_{т Re}^*$ не рассматривается.

$$= \frac{60 \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1600}}{101,33 \cdot 26,5 \cdot 0,935 \cdot 10^3} = 0,016 \text{ м}^2, \text{ где величина } G_{в1} = \frac{P_{дв \text{ зад}}}{(1+m) P_{уд}}$$

а значение $P'_{уд} \approx 0,8 \frac{\text{кН}}{\text{кг} \cdot \text{ч}}$ оценивалось по типовым зависимостям [10, с. 67]. Для оценки необходимости в охлаждении турбины НД была определена величина температуры $T_{гнд}^* = 1182 \text{ К}$ [по формуле 2.20]. Это позволило, основываясь на рис. 2.6, установить возможность создания неохлаждаемой турбины НД ($\Delta \eta_{\text{тохл}}^* = 0$).

Соотношения $\eta_{\text{т}}^* / \eta_{\text{ст}}^*$ определялись с помощью рис. 2.4 по величинам $z_{\text{тв1}} = 1$, $z_{\text{тнд}} = 2$, $\eta_{\text{ст}}^* = 0,91$ и $\pi_{\text{твд}} \cong 4,0$, $\pi_{\text{тнд}} \cong 2,7$, найденным по уравнению (1.10). В результате для расчетного режима турбины ВД в соответствии с (2.21) было получено: $\eta_{\text{твд}}^* = \eta_{\text{ст}}^* \cdot \eta_{\text{т}}^* / \eta_{\text{ст}}^* - \Delta \eta_{\text{тохл}}^* - \Delta \eta_{\text{тА}}^* = 0,91 \cdot 1 - 0,02 - 0 = 0,89$, а для турбины НД $\eta_{\text{тнд}}^* = 0,91 \cdot 1,005 - 0 - 0 = 0,915$.

На основе указанных выше исходных данных производится проектный термогазодинамический расчет ТРДДФ на форсированном и нефорсированном режимах при $M_{\text{п}} = 0$, $H = 0$, САУ, а значения параметров нагруженности турбин ($Y_{\text{твд}}^{*\text{п}}$ и $Y_{\text{тнд}}^*$) и величины окружных скоростей ($U_{\text{твд}}$, $U_{\text{тнд}}$) используются впоследствии при расчете ВСХ и в качестве начальных приближений при проектировании турбокомпрессора.

Значения величин $T_{\text{Гкр}}^*$, λ_1 , $\pi_{\text{кз}}$, $\pi_{\text{кнд}}$, $\pi_{\text{квд}}$, $\pi_{\text{в}}$, m и $G_{\text{в пр}}$ на крейсерских режимах полета оцениваются в начальном приближении с помощью типовых расчетных закономерностей для ВСХ ТРДД, приведенных на рис. 4.8, 4.9. Для этого вначале по результатам исходного проектного расчета оценивается по уравнению (4.3,а) величина взлетной нефорсированной тяги (см. разд. 4.5.2): $P_{\text{дв взл}} = 78,71 \text{ кН}$.

Вычисляя отношение тяг $\bar{P}_{\text{дв кр1}} = P_{\text{дв кр1}} / P_{\text{дв взл}} = 16/78,71 = 0,203$, определяют по рис. 4.8 величины коэффициентов пересчета с взлетного режима на дозвуковой крейсерский режим: $T_{\text{Г}}^* = T_{\text{Гкр1}}^* / T_{\text{Гвзл}}^* = 0,83$, а также $\eta_{\text{тнд1}}^* = 0,994$, $\pi_{\text{в1}} \approx \pi_{\text{кнд1}} = 0,95$, $\pi_{\text{квд1}} = 0,98$, $\lambda_{11} = 0,975$, $\bar{m}_1 = 1,04$, $\bar{G}_{\text{в пр1}} = 0,97$,

Принимая для сверхзвукового полета на форсированном режиме*) $T_{\text{Гкр2}}^* = T_{\text{Гвзл}}^*$ при постоянной приведенной площади кри-

) На сверхзвуковом участке полета при работе ГТД на форсированном режиме температура газа перед турбиной обычно поддерживается максимальной [18]: $T_{\text{Г макс}}^ \geq T_{\text{Гвзл}}^*$ в САУ. В тех случаях, когда заданная температура $T_{\text{Г макс}}^*$ ограничивается не при $t_{\text{н}} = 15^\circ\text{C}$, а, например, при $t_{\text{н}} = 25^\circ\text{C}$, то ее величина обычно на $30 \dots 50^\circ$ больше, чем $T_{\text{Гвзл}}^*$ в САУ.

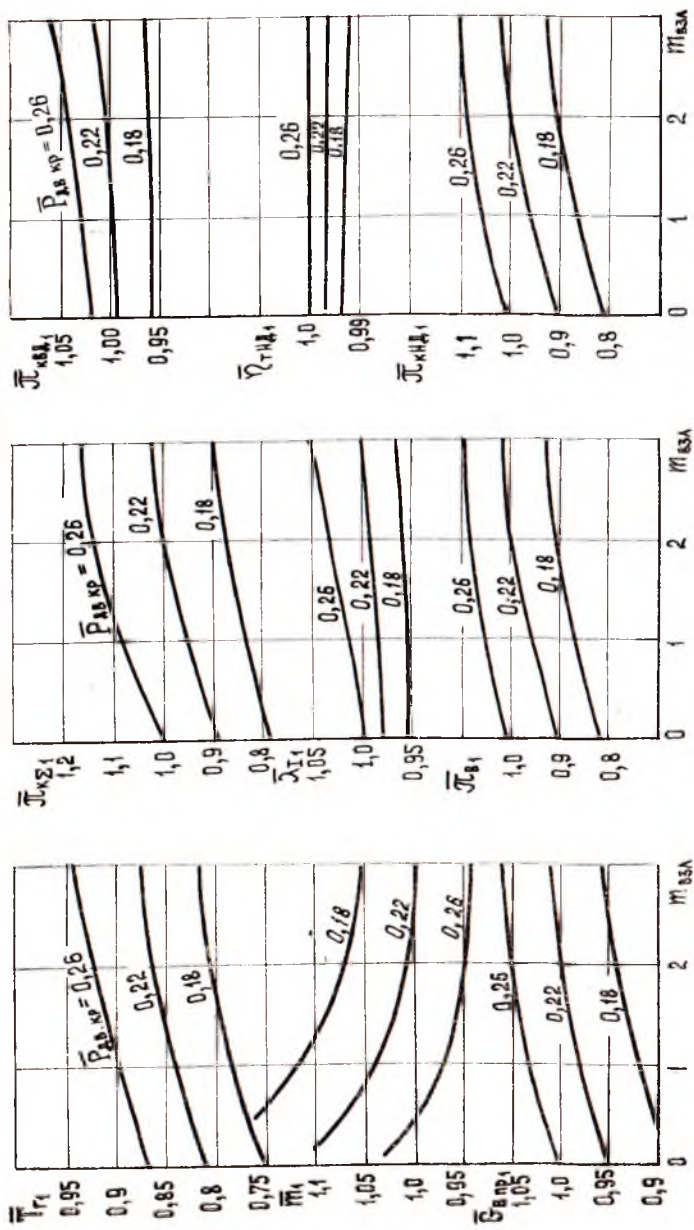


Рис. 4.8. Взаимосвязь между параметрами ТРДД со смещением потоков на режимах крейсерского дозвукового полета ($H = 11$ км, $M_n = 0,75 \dots 0,85$) и на расчетном (взлетном) режиме при различных соотношениях $T_{г,взл} = P_{взл,кр} / P_{взл}$ (Т_{г1} = $T_{г,кр}^* / T_{г,взл}^*$; $T_{гλ} = T_{г,кр}^* / T_{г,взл}^*$; $T_{кλ} = T_{к,кр}^* / T_{к,взл}^*$; $\bar{m}_1 = m_{кр} / m_p$ и т. д.)

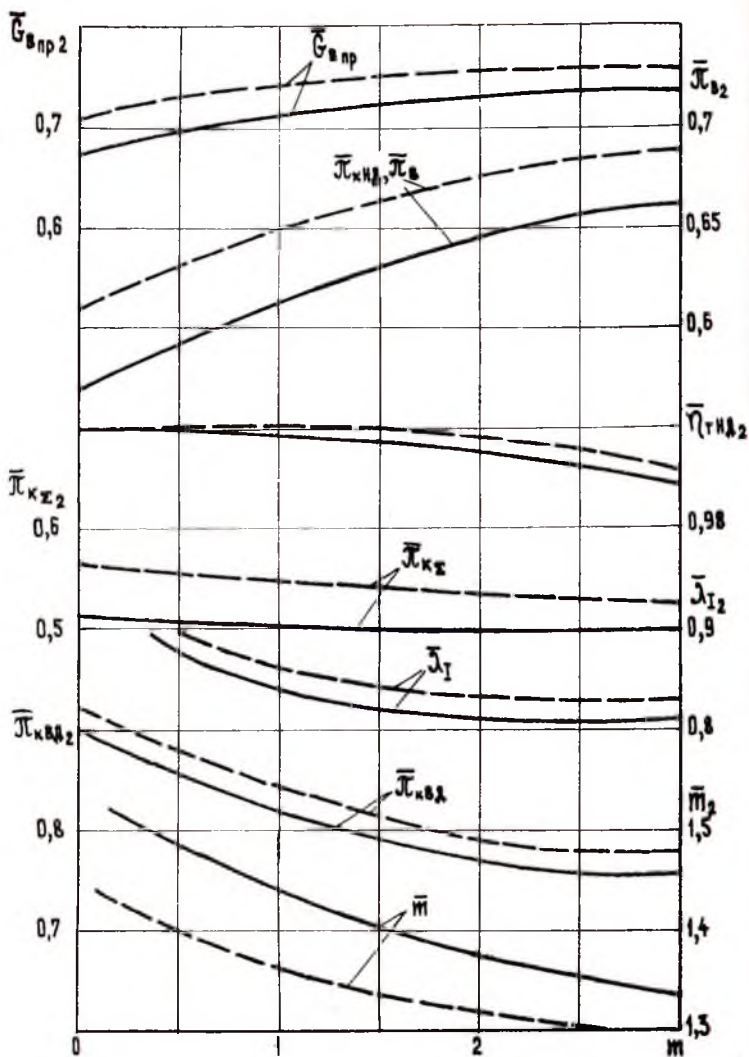


Рис. 4.9. Взаимосвязь между параметрами ТРДД со смешением потоков на режиме крейсерского сверхзвукового полета при $T_{Г кр 2}^* = \text{const}$, $H_{п} = 15$ км, $M_{п} = 2$ и на расчетном (взлетном) режиме: — $T_{Г кр 2}^* = T_{Г вл с а у}^*$; - - - $T_{Г кр 2}^* = 50^\circ + T_{Г вл с а у}^*$

$$\left(\bar{\pi}_{к 2} = \frac{\pi_{к кр 2}}{\pi_{к р}}; \bar{G}_{в пр 2} = \frac{G_{в пр кр 2}}{G_{в пр р}}; \bar{m}_2 = \frac{m_{кр 2}}{m_p}; \bar{\lambda}_{I 2} = \frac{\lambda_{I кр 2}}{\lambda_{I р}} \right)$$

тического сечения сопла

$$F_{с кр}^0 = \frac{F_{с кр}^\Phi}{\mu_\Phi \sigma_\Phi \bar{G}_{Г\Phi} \bar{m}_r \sqrt{T_{Г\Phi}^* / T_{см}^*}} = \text{const}, \quad (4.1)$$

где $\bar{\sigma}_\Phi = 1/\sigma_\tau$, $\bar{G}_{Г\Phi} = G_{Г\Phi k}/G_{Гсм} \approx 1 + q_{м\Phi}$, $\bar{m}_r = m_r^\Phi/m_r$ (см. разд. 2.8.2), определяют величины коэффициентов пересчета с взлетного режима на режим сверхзвукового крейсерского полета (см. рис. 4.9): $\bar{T}_{Г2}^* = 1,0$, $\bar{\eta}_{Гнд 2} = 0,995$, $\bar{\pi}_{в 2} \approx \bar{\pi}_{кнд 2} = 0,645$; $\bar{\pi}_{кнд 2} = 0,77$; $\bar{\lambda}_{1 2} = 0,81$. $\bar{m}_2 = 1,38$; $\bar{G}_{в пр 2} = 0,73$;

Так, например, для I варианта параметров ($\pi_{к 2} = 26,5$) с помощью коэффициентов пересчета находим следующие значения параметров двигателя:

— для режима дозвукового крейсерского полета:

$$T_{Г кр 1}^* = T_{Г взл}^* \bar{T}_{Г 1} = 1600 \cdot 0,83 = 1328 \text{ К};$$

$$\pi_{кнд 1} = \pi_{кнд взл} \bar{\pi}_{кнд 1} = 2,242 \cdot 0,95 = 2,13;$$

$$\pi_{квд 1} = \pi_{квд взл} \bar{\pi}_{квд 1} = 11,82 \cdot 0,98 = 11,58;$$

$$\pi_{в 1} = \pi_{в взл} \bar{\pi}_{в 1} = 2,36 \cdot 0,95 = 2,24;$$

$$m_1 = m_{взл} \bar{m}_1 = 2 \cdot 1,04 = 2,08; \quad \lambda_{1 1} = \lambda_{1 взл} \bar{\lambda}_{1 1} = 0,2 \cdot 0,975 = 0,195;$$

$$\eta_{Гнд 1}^* = \eta_{Г р}^* \bar{\eta}_{Гнд 1} - \Delta \eta_{Г Re}^* = 0,915 \cdot 0,994 - 0 = 0,909;$$

— для режима сверхзвукового крейсерского полета:

$$T_{Г кр 2}^* = T_{Г взл}^* \bar{T}_{Г 2} = 1600 \cdot 1 = 1600 \text{ К};$$

$$\pi_{кнд 2} = \pi_{кнд взл} \bar{\pi}_{кнд 2} = 2,242 \cdot 0,645 = 1,45;$$

$$\pi_{квд 2} = \pi_{квд взл} \bar{\pi}_{квд 2} = 11,82 \cdot 0,77 = 9,1;$$

$$\pi_{в 2} = \pi_{в взл} \bar{\pi}_{в 2} = 2,36 \cdot 0,645 = 1,52;$$

$$m_2 = m_{взл} \bar{m}_2 = 2 \cdot 1,38 = 2,76; \quad \lambda_{1 2} = \lambda_{1 взл} \bar{\lambda}_{1 2} = 0,2 \cdot 0,81 = 0,162.$$

$$\eta_{Гнд 2}^* = \eta_{Г р}^* \bar{\eta}_{Гнд 2} - \Delta \eta_{Г Re}^* = 0,915 \cdot 0,995 - 0 = 0,91.$$

Величины к.п.д. компрессоров НД (вентилятора) и ВД в крейсерских условиях полета определяются по рис. 2.1 в зависимости от величин $\bar{G}_{в пр}$ и $\pi_{к р}$ по формуле $\eta_{к}^* = \eta_{к р}^* \bar{\eta}_{к}$. При этом величину $\bar{G}_{в пр}$ для компрессора ВД вычисляют по формуле (3.1). Так, например, для $H = 11$ км; $M = 0,8$ получим:

для компрессора НД ($\bar{G}_{в пр кнд} = 0,97$ при $\pi_{к р} \approx 2,3$)

$$\eta_{в}^* = 0,84 \cdot 1,01 = 0,85; \quad \eta_{кнд}^* = 0,85 \cdot 1,01 = 0,86;$$

для компрессора ВД $\bar{G}_{в пр квд} = \frac{0,97}{(0,95)^{0,857}} \frac{1+2}{1+1,04 \cdot 2} = 0,99$. При этом $\pi_{к р} = 11,8$.

Согласно рис. 2.1 получим $\eta_{\text{квд}}^* = 0,835 \cdot 1 = 0,835$.

Для $H = 15$ км, $M = 2$ имеем:

для компрессора НД ($\bar{G}_{\text{в пр кнд}} = 0,73$ при $\pi_{\text{кр}} \approx 2,3$)

$$\eta_{\text{в}}^* = 0,84 \cdot 0,985 = 0,827; \gamma_{\text{кнд}}^* = 0,85 \cdot 0,985 = 0,837.$$

для компрессора ВД $\bar{G}_{\text{в пр квд}} = \frac{0,73}{(0,645)^{0,857}} \frac{1+2}{1+1,38 \cdot 2} = 0,845$.

При этом $\pi_{\text{кр}} = 11,8$. Согласно рис. 2.1 получим $\eta_{\text{квд}}^* = 0,835 \times 1,01 = 0,843$.

В табл. 4.1 в качестве примера приводятся результаты предварительной оценки исходных данных к термогазодинамическим расчетам для I варианта параметров проектируемого ТРДДФ в условиях крейсерского полета и на взлетном режиме.

4.4. ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДДФ НА ЗАДАННЫХ РЕЖИМАХ

Методика исходного проектного расчета двигателя составляется на основе формул, описывающих рабочие процессы в основных элементах ГТД (гл. 2), и уравнений мощностного баланса (3.2), (3.3).

В табл. 4.2 в качестве примера приводятся основные результаты исходного проектного термогазодинамического расчета для выбранного варианта параметров ТРДДФ со смешением потоков на взлетном режиме и расчета параметров этого двигателя на крейсерских режимах полета при $M = 0,8$, $H = 11$ км и $M = 2$, $H = 15$ км. При расчете параметров двигателя в условиях полета в качестве начальных приближений приняты исходные параметры рабочего процесса, определенные с помощью типовых зависимостей рис. 4.8 и 4.9 (табл. 4.1).

В отличие от исходного расчета, который производится для условий взлета при $G_{\text{вз}} = 1$ кг/с, крейсерские режимы в условиях полета рассчитываются при фактических расходах воздуха, которые соответствуют расчетным проектным размерам двигателя: $D_{\text{вх}}$, A_{T} , $F_{\text{с}}$ и др. (см. разд. 4.5.2). Величины параметров крейсерских режимов, полученные в начальном приближении, уточняют для заданных значений тяг, пользуясь обычной методикой расчета высотно-скоростных характеристик ТРДДФ [17, 18]. При этом, используя обобщенные характеристики для компрессора и турбины НД и полагая для турбин ВД и СД $A_{\text{T}} = \text{const}$ и $\eta_{\text{T}}^* = \text{const}$, с помощью программы расчета характеристик ГТД на ЭВМ (см. приложение) устраняют невязки (отклонения от исходных проектных данных) по пропускным способностям турбин ($\delta A_{\text{твд}}$, $\delta A_{\text{тид}}$), по приведенной площади критического

сечения сопла ($\delta F_{кр}^0$), а также по площадям на входе в камеру смешения (δF_I и δF_{II}) при сохранении заданной величины тяги $P_{дв\ кр1}$ (или $P_{дв\ кр2}^{\Phi}$).

Т а б л и ц а 4.1

| Параметры | Величины параметров на заданных режимах | | |
|--------------------------|--|-----------------------------------|---------------------------------|
| | $H = 0,$ $M = 0$ | $H = 11 \text{ км},$ $M = 0,8$ | $H = 15 \text{ км},$ $M = 2$ |
| $T_{г}^*, \text{ К}$ | 1600 | 1328 | 1600 |
| $\alpha_{\underline{v}}$ | 1,2 | — | 1,6 |
| $\eta_{г\phi}$ | 0,875 | — | 0,95 |
| $\pi_{к\sigma}$ | 26,5 | 24,6 | 13,25 |
| m | 2 | 2,08 | 2,76 |
| $\pi_{в}$ | 2,36 | 2,24 | 1,52 |
| $\eta_{к}^*$ | 0,84 | 0,85 | 0,827 |
| $\pi_{кИД}$ | 2,242 | 2,13 | 1,45 |
| $\eta_{кИД}^*$ | 0,85 | 0,86 | 0,837 |
| $\pi_{кВД}$ | 11,82 | 11,58 | 9,1 |
| $\eta_{кВД}^*$ | 0,835 | 0,835 | 0,843 |
| $\eta_{гВД}^*$ | 0,89 | 0,89 | 0,89 |
| $\eta_{гИД}^*$ | 0,915 | 0,909 | 0,91 |
| λ_I | 0,20 | 0,195 | 0,162 |
| $\bar{G}_{в\ пр}$ | 1,0 | 0,97 | 0,73 |
| $\sigma_{вх}$ | 1 | 0,97 | 0,86 |
| φ_c | 0,975 | 0,975 | 0,975 |

| Параметры | Номер формулы, (рисунка, таблицы) | Результат | | | | | | |
|------------------------------|---|--------------------|-------|------------------------------|-------|----------------------------|-------|-------------------------|
| | | $H = 0, M = 0$ | | $H = 11 \text{ км}, M = 0,8$ | | $H = 15 \text{ км}, M = 2$ | | окончательный расчет |
| | | исходный расчет | 3 | начальное приближение | 4 | окончатель- ный расчет | 5 | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | | |
| Входное устройство | | | | | | | | |
| $V_n, \text{ м/с}$ | (2.2) | 0 | 236,1 | 236,1 | 590,1 | 590,1 | 590,1 | |
| $T_n, \text{ К}$ | САУ [11, 19] | 228,16 | 216,7 | 216,7 | 216,7 | 216,7 | 216,7 | |
| $p_n, \text{ кПа}$ | САУ | 101,33* | 22,70 | 22,70 | 12,11 | 12,11 | 12,11 | |
| $T_n^*, \text{ К}$ | (2.1) | 288,16 | 244,6 | 244,6 | 389,8 | 389,8 | 389,8 | |
| $p_n^*, \text{ кПа}$ | (2.4) | 101,33 | 34,6 | 34,6 | 94,85 | 94,85 | 94,85 | |
| $p_{вх}^*$ | (2.3) | 101,33 | 33,57 | 33,57 | 81,57 | 81,57 | 81,57 | |
| $G_{вх}, \text{ кг/с}$ | (4.4) | 1 | 57,13 | 57,98 | 82,72 | 82,72 | 82,49 | |
| $\bar{G}_{в пр}$ | рис. 4.8 и 4.9 | 1,0 | 0,97 | 0,983 | 0,73 | 0,73 | 0,728 | |
| Компрессор наружного контура | | | | | | | | |
| $\bar{L}_{в пр}$ | рис. ПЗ | 1,04 | — | — | 1,01 | — | 0,75 | |
| m | табл. 4.1 | 2,0 | 2,08 | 2,064 | 2,762 | 2,760 | 2,760 | |
| $G_{вх I}, \text{ кг/с}$ | $G_{вх} \frac{1+m}{m}$ | 0,667 | 38,59 | 39,06 | 60,73 | 60,55 | 60,55 | |
| $L_{в II}$ | рис. 4.2, 4.3, 4.4 | 2,36 | 2,24 | 2,279 | 1,52 | 1,512 | 1,512 | |
| $\eta_{в}^*$ | рис. 2.1 и (2.6) | 0,84 | 0,85 | 0,849 | 0,827 | 0,826 | 0,826 | |
| $p_{кП}^*, \text{ кПа}$ | (2.8) | 239,1 | 75,20 | 76,50 | 124,0 | 123,4 | 123,4 | |
| $L_{в}^*, \text{ кДж/кг}$ | (2.9) | 95,90** | 74,70 | 76,53 | 60,02 | 59,33 | 59,33 | |
| $T_{кП}^*, \text{ К}$ | (2.11) | 383,4 | 319,0 | 320,8 | 448,9 | 448,2 | 448,2 | |
| $N_{кП}, \text{ кВт}$ | (2.10) | 63,96 | 2882 | 2989 | 3645 | 3645 | 3592 | |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---------------------------------|---------------------|--------|--------|--------|--------|--------|
| Компрессор низкого давления | | | | | | |
| $G_{в1} = G_{в2} \frac{1}{1+n}$ | (2.7) | 0,333 | 18,54 | 18,92 | 21,99 | 21,94 |
| $L_{квд}$ | табл. 4.1 | 2,242 | 2,13 | 2,162 | 1,45 | 1,462 |
| $\eta_{квд}^*$ | рис. 2.1 и (2.6) | 0,85 | 0,86 | 0,860 | 0,837 | 0,839 |
| $p_{квд}, кПа$ | (2.8) | 227,2 | 71,51 | 72,59 | 118,3 | 119,2 |
| $T_{квд}, К$ | (2.11) | 376,0 | 313,0 | 314,5 | 441,3 | 442,4 |
| $L_{квд}, кДж/кг$ | (2.9) | 88,44 | 68,69 | 70,22 | 52,26 | 53,32 |
| $N_{квд}, кВт$ | (2.10) | 29,45 | 1274 | 1329 | 1148 | 1169 |
| Компрессор высокого давления | | | | | | |
| $G_{в пр квд}$ | (3.1) | 1 | 0,99 | 0,992 | 0,845 | 0,831 |
| $L_{квд}$ | табл. 4.1 | 11,82 | 11,58 | 11,73 | 9,1 | 9,057 |
| $\eta_{квд}^*$ | рис. 2.1 и (2.6) | 0,835 | 0,835 | 0,837 | 0,843 | 0,840 |
| $p_{к}^*, кПа$ | (2.8) | 2685,0 | 828,1 | 851,4 | 1076 | 1080 |
| $L_{квд}, кДж/кг$ | (2.9) | 459,5 | 380,3 | 383,9 | 456,4 | 458,1 |
| $T_{к}^*, К$ | (2.11) | 813,1 | 681,7 | 686,5 | 870,0 | 872,5 |
| $N_{квд}, кВт$ | (2.10) | 153,0 | 7052 | 7265 | 10034 | 10049 |
| Камера сгорания | | | | | | |
| $\eta_{г}$ | — | 0,99 | 0,99 | 0,99 | 0,99 | 0,99 |
| $\sigma_{кс}$ | — | 0,935 | 0,935 | 0,935 | 0,935 | 0,935 |
| q_m | (2.12) или рис. 2.3 | 0,0238 | 0,0185 | 0,0190 | 0,0222 | 0,0221 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|----------------------------|-----------|------------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| $G_{тч}$, кг/ч | (2.14) | 26,57 | 1151 | 1203 | 1632 | 1623 |
| $p_{г}^*$, кПа | (2.18) | 2511 | 774,2 | 796,1 | 1006 | 1010 |
| $T_{г}^*$, К | табл. 4.1 | 1600 | 1328 | 1346 | 1600 | 1600 |
| Турбина высокого давления | | | | | | |
| $N_{твд}$, кВт | (3.2) | 154,1 | 7088 | 7302 | 10084 | 10099 |
| $G_{г}$, кг/с | (2.16) | 0,3174 | 17,55 | 17,93 | 20,90 | 20,84 |
| $L_{твд}^*$, кДж/кг | (2.23) | 485,0 | 403,5 | 407,2 | 482,5 | 484,4 |
| $L_{твд}$ | (2.24) | 3,981 | 4,040 | 4,005 | 3,955 | 3,978 |
| $\eta_{твд}^*$ | табл. 4.1 | 0,89 | 0,89 | 0,89 | 0,89 | 0,89 |
| $p_{твд}^*$, кПа | (2.25) | 630,2 | 191,7 | 198,8 | 254,5 | 253,8 |
| $T_{твд}^*$, К | (2.27) | 1191 | 975,9 | 991,7 | 1195 | 1194 |
| $A_{твд}$, м ² | (2.22) | $0,8572 \cdot 10^{-4}$ | $140,4 \cdot 10^{-4}$ | $140,4 \cdot 10^{-4}$ | $141,2 \cdot 10^{-4}$ | $140,4 \cdot 10^{-4}$ |
| Турбина низкого давления | | | | | | |
| $N_{тнд}$, кВт | (3.3) | 93,49 | 4157 | 4318 | 4795 | 4762 |
| $G_{тнд}$, кг/с | (2.26) | 0,3374 | 18,68 | 19,07 | 22,22 | 22,17 |
| $L_{тнд}^*$, кДж/кг | (2.23) | 276,9 | 222,5 | 226,4 | 215,7 | 214,8 |
| $L_{тнд}$ | (2.24) | 2,700 | 2,674 | 2,668 | 2,126 | 2,142 |
| $\eta_{тнд}^*$ | табл. 4.1 | 0,915 | 0,91 | 0,913 | 0,91 | 0,90 |
| $p_{г}^*$, кПа | (2.25) | 233,4 | 71,68 | 74,52 | 119,7 | 118,5 |
| $T_{г}^*$, К | (2.27) | 958,8 | 781,0 | 794,0 | 1014 | 1014 |
| $A_{тнд}$, м ² | (2.22) | $3,132 \cdot 10^{-4}$ | $516,9 \cdot 10^{-4}$ | $512,7 \cdot 10^{-4}$ | $512,7 \cdot 10^{-4}$ | $512,7 \cdot 10^{-4}$ |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|----------------------------------|---|-----------------------|------------------|--------|--------|--------|
| | | | Камера смещения | | | |
| $G_I = G_{IT}, \text{ кг/с}$ | (2.26) | 0,340 | 18,86 | 19,26 | 22,44 | 22,39 |
| $G_{II} = G_{вII}, \text{ кг/с}$ | | 0,667 | 38,59 | 39,06 | 60,73 | 60,55 |
| $G_{CM}, \text{ кг/с}$ | (2.32) | 1,007 | 57,45 | 58,32 | 83,17 | 82,94 |
| $T_{CM}^*, \text{ К}$ | (2.34) | 590,2 | 477,7 | 484,5 | 611,8 | 611,2 |
| p_{II}^* / p_1^* | | 0,998 | 1,022 | 1,000 | 1,009 | 1,015 |
| λ_I | λ_{IP} задаются | 0,20 | 0,195 | 0,1960 | 0,162 | 0,1617 |
| λ_{II} | (2.36) | 0,191 | 0,274 | 0,1960 | 0,205 | 0,2236 |
| $F_I, \text{ М}^2$ | (2.37) | $37,07 \cdot 10^{-4}$ | 0,6159 | 0,6069 | 0,6013 | 0,6069 |
| $F_{II}, \text{ М}^2$ | (2.38) | $47,32 \cdot 10^{-4}$ | 0,5638 | 0,7752 | 0,8381 | 0,7752 |
| F_{CM} | $F_I + F_{II}$ | $84,39 \cdot 10^{-4}$ | 1,180 | 1,382 | 1,439 | 1,382 |
| λ_{CM} | (2.39) | 0,2028 | 0,240 | 0,2026 | 0,1932 | 0,2023 |
| $p_{CM}^*, \text{ кПа}$ | (2.40) | 229,2 | 71,25 | 73,32 | 118,4 | 117,6 |
| | | | Форсажная камера | | | |
| α_{Σ} | табл. 4.1 | $\frac{1,2^*}{1,2^*}$ | — | — | 1,60 | 1,612 |
| $F_{фк}, \text{ м}^2$ | (2.41) | $\frac{88,19}{88,19}$ | — | — | 1,766 | 1,444 |
| $\lambda_{вх фк}$ | $\lambda_{вх фк} = \lambda_{CM}$ | 0,20 | — | — | 0,193 | 0,20 |
| $\sigma_{фк}$ | $\sigma_{\Gamma} \cdot \sigma_{\Gamma}$ | $\frac{0,97}{0,905}$ | 0,97 | 0,97 | 0,937 | 0,918 |

*) В числителе --- параметры нефорсированного режима, в знаменателе — форсированного.

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|-------------------------|-------------------|-----------------------|-------|-------|--------|--------|
| σ_r | рис. 2.9 | $\frac{0,933}{-}$ | — | — | 0,966 | 0,946 |
| $\eta_{r\phi}$ | рис. 2.10 | $\frac{0,875}{-}$ | — | — | 0,95 | 0,95 |
| $q_{m\phi k}$ | (2.43) и рис. 2.3 | $\frac{0,0477}{-}$ | — | — | 0,0367 | 0,0365 |
| $G_{m\phi}$, кг/с | (2.44) | $\frac{0,0484}{-}$ | — | — | 3,034 | 3,011 |
| T_{ϕ}^* | (2.43) и рис. 2.3 | $\frac{1920}{-}$ | — | — | 1760 | 1755 |
| $G_{m\phi \eta}$, кг/ч | (2.47) | $\frac{171,8}{-}$ | — | — | 10920 | 108838 |
| P_{ϕ}^* , кПа | (2.48) | 222,3 207,5 | 69,11 | 71,12 | 111,0 | 108,0 |
| $G_{r\phi} = G_{rc}$ | (2.49) | $\frac{1,007}{1,055}$ | 57,45 | 58,32 | 86,21 | 85,94 |
| Реактивное сопло | | | | | | |
| T_c^* | | $\frac{590,2}{1920}$ | 477,7 | 484,5 | 1760 | 1755 |
| π_c | (2.51) | $\frac{2,194}{2,048}$ | 3,045 | 3,133 | 9,163 | 8,920 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|----------------------------|----------|---|--------|--------|--------|--------|
| $\mu F_{кр}, \text{ м}^2$ | (2.58) | $\frac{27,99 \cdot 10^{-4}}{57,49 \cdot 10^{-4}}$ | 0,4613 | 0,4584 | 0,8532 | 0,8725 |
| $F^0_{кр}, \text{ м}^2$ | (4.1) | $27,99 \cdot 10^{-4}$ | 0,4613 | 0,4582 | 0,4568 | 0,4582 |
| $F_c, \text{ м}^2$ | (2.59) | $\frac{28,85 \cdot 10^{-4}}{59,9 \cdot 10^{-4}}$ | 0,4881 | 0,4893 | 1,546 | 1,558 |
| $p_c = p_{н}, \text{ кПа}$ | задается | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| φ_c | | 0,975 | 0,975 | 0,975 | 0,975 | 0,975 |
| $r_c, \text{ м/с}$ | (2.52) | $\frac{477,5}{836,5}$ | 499,4 | 509,0 | 1299 | 1293 |

4.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ

4.5.1. Определение тяги и удельного расхода топлива ТРДДФ на расчетном режиме ($N=0, M=0$)

Параметры ТРДДФ и ТРДФ на расчетном режиме определяются по результатам проектного термогазодинамического расчета рабочего процесса двигателя при $G_{вз} = 1$ кг/с (табл. 4.2) по методике, изложенной в разд. 3.5.1.

В рассматриваемом примере получаем следующие значения удельных параметров проектируемого ТРДДФ:

$$P_{уд\ взл} = C'_{гс} c_c 10^{-3} = 1,007 \cdot 477,5 \cdot 10^{-3} = 0,4808 \text{ кН} \cdot \text{с/кг};$$

$$c_{уд\ взл} = \frac{G'_m}{P_{уд}} = \frac{26,57}{0,4808} = 55,26 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч} \quad (0,542 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}),$$

где в соответствии с (2.13) и (2.15) для расчета G'_m было принято $v_{охл\ \Sigma} = 1 - [(1 - v_{охл\ са\ вл}) + (1 - v_{охл\ рк\ вл}) + (1 - v_{ут\ вл}) + (1 - v_{охл\ са\ нд})] = 1 - [(1 - 0,98) + (1 - 0,98) + (1 - 0,98) + (1 - 0,99)] = 0,93$;

$$P_{уд\ взл}^{\Phi} = G'_{гф} c_c^{\Phi} 10^{-3} = 1,055 \cdot 836,5 \cdot 10^{-3} = 0,8825 \text{ кН} \cdot \text{с/кг};$$

$$c_{уд\ взл}^{\Phi} = \frac{G'_m + G'_{мф}}{P_{уд}^{\Phi}} = \frac{26,57 + 171,8}{0,8825} = 224,8 \frac{\text{кг}}{\text{кН} \cdot \text{ч}} \left(2,204 \frac{\text{кг}}{\text{кгс} \cdot \text{ч}} \right).$$

Здесь $G'_{гс}$, $G'_{гф}$, $G'_{мг}$, $G'_{мф}$ — удельные величины, соответствующие $G_{вз} = 1$ кг/с.

4.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя

Необходимый расход воздуха через двигатель на расчетном режиме

$$G_{вз\ р} = \frac{P_{дв}^{\Phi}}{P_{уд}^{\Phi}} = \frac{144,5}{0,8825} = 163,7 \text{ кг/с}, \quad (4.2)$$

где расчетную величину $P_{дв}^{\Phi}$ берут из задания на проектирование ТРДДФ. Вычисляется величина тяги ТРДДФ на нефорсированном взлетном режиме

$$P_{дв\ взл} = P_{уд\ взл} G_{вз\ р} = 0,4808 \cdot 163,7 = 78,71 \text{ кН}. \quad (4.3,а)$$

Основываясь на найденной величине $G_{вз\ р}$ и данных табл. 4.1 и 4.2, определяют расчетные величины проходных сечений и расходов газа в основных элементах проектируемого двигателя:

$$F_{\text{вх}} = \frac{G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} \sqrt{T_{\text{н}}^*}}{40,4 \rho_{\text{вх}}^* q (\lambda_{\text{вх}})} = \frac{163,7 \sqrt{288,16}}{40,4 \cdot 101,33 \cdot 0,87} = 0,780 \text{ м}^2,$$

где величина $q (\lambda_{\text{вх}}) = 0,87$ принята на основе данных табл. 2.1;

$$\begin{aligned} A_{\text{твд}} &= A'_{\text{твд}} G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = 0,8572 \cdot 10^{-4} \cdot 163,7 = 140,3 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\ A_{\text{тнд}} &= A'_{\text{тнд}} G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = 3,132 \cdot 10^{-4} \cdot 163,7 = 512,7 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\ F_{\text{с кр}}^0 &= F_{\text{с кр}}^0 G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = 27,99 \cdot 10^{-4} \cdot 163,7 = 0,4582 \text{ м}^2; \\ G_{\text{м ч}} &= (G'_{\text{м ч}} + G'_{\text{м ф ч}}) G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = (26,57 + 171,8) \cdot 163,7 = \\ &= 32473 \text{ кг/ч}; \\ F_{\text{фк}} &= F'_{\text{фк}} G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = 88,19 \cdot 10^{-4} \cdot 163,7 = 1,444 \text{ м}^2; \\ G_{\text{в II}} &= G'_{\text{в II}} G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = 0,667 \cdot 163,7 = 109,2 \text{ кг/с}; \\ G_{\text{в I}} &= G'_{\text{в I}} G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = 0,333 \cdot 163,7 = 54,5 \text{ кг/с}; \\ G_{\text{твд}} &= G'_{\text{твд}} G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = 0,3174 \cdot 163,7 = 51,96 \text{ кг/с}; \\ G_{\text{тнд}} &= G'_{\text{тнд}} G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = 0,3374 \cdot 163,7 = 55,23 \text{ кг/с}; \\ G_{\text{гс}} &= G'_{\text{гф}} G_{\text{в } \Sigma \text{ р}} = 1,055 \cdot 163,7 = 172,7 \text{ кг/с}, \end{aligned} \quad (4.3,6)$$

где индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_{\text{в } \Sigma} = 1 \text{ кг/с}$ (см. табл. 4.2).

Габаритный диаметр двигателя определяется для ТРДДФ и ТРДФ, как правило, диаметром форсажной камеры и может быть рассчитан по формуле

$$D_{\text{дв}} = \bar{D} \sqrt{\frac{4 F_{\text{фк}}}{\pi}}, \quad \text{где } \bar{D} = \frac{D_{\text{дв}}}{D_{\text{фк}}} = 1,05 \dots 1,1.$$

В рассматриваемом примере получаем $D_{\text{дв}} = 1,05 \sqrt{\frac{4 \cdot 1,444}{\pi}} = 1,424 \text{ м}$.

4.5.3. Определение тяги и удельного расхода топлива на других заданных режимах

Тяга ТРДДФ (ТРДФ) на крейсерских режимах при полном расширении газа в реактивном сопле определяется на основе данных, представленных в табл. 4.1 и 4.2 по следующей формуле: $P_{\text{дв кр}} = (G_{\text{гс}} c_c - G_{\text{в } \Sigma} V_{\text{п}}) \cdot 10^{-3} \text{ кН}$. В этом случае на дозвуковом (нефорсированном) крейсерском режиме ($H = 11 \text{ км}$, $M = 0,8$)

$$P_{\text{дв кр I}} = (58,32 \cdot 509,0 - 57,98 \cdot 236,1) 10^{-3} = 16 \text{ кН};$$

на сверхзвуковом (форсированном) крейсерском режиме ($H_{п} = 15$ км, $M_{п} = 2$)

$$P_{дв\ кр\ 2}^{\Phi} = (85,94 \cdot 1293 - 82,49 \cdot 590,1) 10^{-3} = 62,5 \text{ кН},$$

где величины расхода воздуха через вентилятор (компрессор ИД) определяются по формуле

$$G_{в\ \Sigma\ кр} = G_{н\ \Sigma\ p} \frac{P_{н\ кр}^*}{101,33} \sqrt{\frac{288,16}{T_{н\ кр}^*}} \cdot \bar{G}_{в\ пр} \frac{\sigma_{вх\ кр}}{\sigma_{вх\ p}} \quad (4.4)$$

При этом величина $\bar{G}_{в\ пр}$ первоначально берется по рис. 4.8 и 4.9 (см. в табл. 4.1).

При несовпадении расчетного и заданного значения тяги $P_{дв\ кр\ 1}$ подбирают на дроссельной характеристике уточненные значения $T_{г\ кр}^*$, $\bar{G}_{в\ пр}$ и других параметров рабочего процесса ТРДД с помощью ЭВМ (см. приложение).

Получение заданной величины тяги $P_{дв\ кр\ 2}^{\Phi}$ обеспечивают подбором соответствующей температуры $T_{ф\ кр}^*$ при $T_{г\ max}^* = \text{const}$ и $F_{кр}^0 = \text{const}$.

Удельный расход топлива:

на дозвуковом крейсерском режиме

$$c_{уд\ кр\ 1} = \frac{G_m}{P_{дв\ кр\ 1}} = \frac{1203}{16} = 75,19 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч} \quad (0,738 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч});$$

на сверхзвуковом крейсерском режиме

$$c_{уд\ кр\ 2} = \frac{G_m + G_m \phi}{P_{дв\ кр\ 2}} = \frac{1623 + 10838}{62,5} = 199,4 \frac{\text{кг}}{\text{кН}\cdot\text{ч}} \left(1,956 \frac{\text{кг}}{\text{кгс}\cdot\text{ч}} \right).$$

4.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя

Для ТРДФ и ТРДДФ в общем случае масса двигателя рассчитывается следующим образом [11]:

$$M_{дв} = (M_I + M_{II} + M_{фк}) k_c \cdot k_{рес}; \quad (4.5)$$

где массы внутреннего контура M_I и турбовентиляторного контура M_{II} ТРДД рассчитываются по методике, изложенной в разд. 3.5.4.

Массу форсажной или смешительно-форсажной камеры (в кг) вместе с регулируемым реактивным соплом можно оценить по следующей формуле [3]:

$$M_{фк} = 2,9 G_{в\ \Sigma\ в\ эл}, \quad (4.6)$$

Из расчета взлетного режима для проектируемого ТРДДФ известны следующие величины параметров в САУ, необходимые для расчета его массы (см. табл. 4.1 и 4.2): $\pi_{к\ \Sigma\ в\ эл} = 26,5;$

$$\pi_{\text{взл}} = 2,36; \quad m_{\text{взл}} = 2,0; \quad T_{\Gamma \text{max}}^* = T_{\Gamma \text{взл}}^* = 1600 \text{ К};$$

$$G_{\text{взл}} = 163,7 \text{ кг/с}; \quad G_{\text{в1}} = \frac{G_{\text{взл}}}{1 + m_{\text{взл}}} = \frac{163,7}{1 + 2} = 54,57 \text{ кг/с}.$$

По ним, в соответствии с табл. 3.3, определяются коэффициенты к формуле массы ТРДД (3.12): $B = 6,96$; $m_1 = 1,2$; $m_2 = 0,5$. Тогда масса внутреннего контура

$$M_{\text{I}} = B G_{\text{в1}}^{m_1} (\pi_{\text{кв}}^{0,286} - 1)^{m_2} \cdot k_{\Gamma} = 6,96 \cdot 54,57^{1,2} (26,5^{0,286} - 1)^{0,5} \times 1,08 = 1135 \text{ кг},$$

где согласно (3.13) коэффициент $k_{\Gamma} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (1600 - 1200) = 1,08$;

масса турбовентиляторного контура

$$M_{\text{II}} = 1,145 (m G_{\text{в1}})^{1,28} (\pi_{\text{взл}}^{0,286} - 1)^{m_2} \cdot k_{\Gamma} = 1,145 (2 \cdot 54,57)^{1,28} \times (2,36^{0,286} - 1)^{0,5} 1,08 = 264 \text{ кг};$$

масса смешительно-форсажной камеры

$$M_{\text{фк}} = 2,9 \cdot 163,7 = 475 \text{ кг}.$$

Проектная масса ТРДДФ в целом в соответствии с формулой (4.5) равняется $M_{\text{дв}} = (1135 + 264 + 475) 0,95 \cdot 1 = 1780 \text{ кг}$, где величина коэффициента совершенствования массы k_c определяется по рис. 3.7 в зависимости от года начала серийного выпуска спроектированного ТРДДФ (в примере $\Gamma_{\text{ис}} = 1983 \text{ г.}$, $k_c = 0,95$), величина $k_{\text{рес}}$ принимается по рекомендациям к формуле (3.12): $k_{\text{рес}} = 1,0$.

Удельная масса двигателя вычисляется по формуле (3.14). Для проектируемого ТРДДФ в условиях взлета имеем:

$$\gamma_{\text{дв}}^{\text{ф}} = \frac{M_{\text{дв}}}{P_{\text{дв}}^{\text{ф}} \text{взл}} = \frac{1780}{144,5} = 12,3^*) \text{ кг/кН}.$$

4.6. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВАРИАНТОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ТРДДФ В СИСТЕМЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ЛА. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА

Расчет показателей эффективности сравниваемых вариантов ТРДДФ производится на основе полученных для них величин основных проектных данных по методикам и рекомендациям, изложенным в разд. 1.5. При этом основными исходными данными для расчета технико-экономических критериев, характе-

*) Соответствует в МКГСС безразмерной величине $\gamma_{\text{дв}}^{\text{ф}} = 0,121$.

ризирующих эффективность проектируемого двигателя в системе ЛА, являются: $n_{дв} = 4$; $M_{дв} = 1780$ кг; $\gamma_{дв}^{\Phi} = 12,3$ кг/кН; $\tau = 1500$ ч; $P_{дв\ кр\ 1} = 16$ кН; $L_{п\ 1} = 6000$ км; $c_{уд\ кр\ 1} = 75,19$ кг/кН · ч (при $M_{п} = 0,8$; $H_{п} = 11$ км), $P_{дв\ кр\ 2}^{\Phi} = 62,5$ кН; $L_{п\ 2} = 2000$ км; $c_{уд\ кр\ 2}^{\Phi} = 199,4$ кг/кН · ч (при $M_{п} = 2$; $H_{п} = 15$ км).

4.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки

$$M_{су} = M_{дв} k_{су} n_{дв} = 1780 \cdot 1,8 \cdot 4 = 12816 \text{ кг},$$

где величина $k_{су} = 1,8$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18)

Потребное количество топлива $M_{т\ ЛА}$ для многорежимного ЛА определяется по формуле (1.19). В рассматриваемом примере

$$M_{т\ ЛА} = \left(c_{уд\ кр\ 1} \cdot P_{дв\ кр\ 1} \cdot \frac{L_{п\ 1}}{V_{кр\ 1}} + c_{уд\ кр\ 2}^{\Phi} \cdot P_{дв\ кр\ 2}^{\Phi} \cdot \frac{L_{п\ 2}}{V_{кр\ 2}} \right) n_{дв} \bar{G}_{топ} + M_{т\ из} = \left(75,19 \cdot 16 \cdot \frac{6000}{850} + 199,4 \cdot 62,5 \cdot \frac{2000}{2124,5} \right) 4 \cdot 1,1 + 4812 = 37365 + 51622 + 4812 = 93799 \text{ кг},$$

где $V_{кр\ 1} = 3,6 V_{п} = 3,6 \cdot 236,1 = 850$ км/ч;

$$V_{кр\ 2} = 3,6 V_{п} = 3,6 \cdot 590,1 = 2124,5 \text{ км/ч};$$

$$\bar{G}_{топ} = 1,1 \dots 1,2;$$

$$M_{т\ из} = c_{уд\ кр\ 1} \cdot P_{дв\ кр\ 1} \cdot t_{из} \cdot n_{дв} = 75,19 \cdot 16 \cdot 1 \cdot 4 = 4812 \text{ кг},$$

где величина $t_{из} = 1$ ч принимается по рекомендациям к формуле (1.20).

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{су+т} = M_{су} + \bar{M}_{мс} \cdot M_{т\ ЛА} = 12816 + 1,05 \cdot 93799 = 111305 \text{ кг},$$

где величина $\bar{M}_{мс} = 1,05$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

4.6.2. Расчет взлетной массы ЛА

В отличие от прототипа, расчет величины M_0 производим без учета дозаправки топлива в полете:

$$M_0 = \frac{M_{су+т}}{1 - \bar{M}_{пл}^* - \bar{M}_{бп}} = \frac{111305}{1 - 0,35 - 0,14} = 218245 \text{ кг},$$

где принимаем $M_{пл}^* = 0,35$ и $M_{бн} = 0,14$ по рекомендациям к формуле (1.17).

Проверяется величина полученной стартовой тяговооруженности ЛА:

$$M_{взл} = \frac{P_{дв\ взл}^{\Phi} \cdot n_{дв}}{M_0 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = \frac{144,5 \cdot 4}{\pm 18245 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = 0,27.$$

Сопоставляя ее с потребными значениями тяговооруженности для данного вида ЛА, указанными в рекомендациях к формуле (1.21), убеждаемся в том, что полученная величина M_0 удовлетворительно согласуется с заданной величиной тяги (размером) проектируемого двигателя.

4.6.3. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя

Среднесовокупная цена серийного экземпляра спроектированного двигателя

$$S_{дв} = S_M^{уд \circ} \cdot M_{дв} \cdot k_{г_{нс}} \cdot k_{z_{дв}} = 1040 \cdot 1780 \cdot 1,005 \cdot 0,4 = 0,744 \text{ млн. р.},$$

где величина $S_M^{уд \circ} = 1040$ р/кг и величины коэффициентов $k_{г_{нс}} = 1,005$, $k_{z_{дв}} = 0,4$ приняты по рис. 1.6 и 1.7 в зависимости от удельной массы двигателя $\gamma_{дв}^{\Phi} = 12,3$ кг/кН, года начала серийного производства и необходимого количества двигателей для проектируемого парка ЛА. В примере принято: $\Gamma_{нс} = 1983$ г., $z_{дв} = 1500$ — по рекомендациям к формуле (1.25).

Удельные затраты на опытно-конструкторские работы

$$S_{окр}^{уд} = \frac{200 S_{дв}}{z_{дв}} = \frac{200 \cdot 0,744}{1500} = 0,0992 \text{ млн. р/дв.}$$

Затраты на ремонты двигателя

$$S_{рем} = k_{рем} \cdot S_{дв} = 0,6 \cdot 0,744 = 0,446 \text{ млн. р.},$$

где коэффициент $k_{рем} = 0,6$ берется по рекомендациям к формуле (1.29).

Затраты на техническое обслуживание за жизненный цикл двигателя

$$S_{то} = A_{то\ дв} \cdot \tau = 12,5 \cdot 1500 = 0,0188 \text{ млн. р.}$$

где удельные затраты $A_{то\ дв} = 12,5$ р/ч берутся по рис. 1.8 в зависимости от величины $P_{дв\ взл}^{\Phi}$.

Затраты на ГСМ

$$S_{\text{ГСМ}} = S_{\text{ГСМ}}^{\text{уд}} \frac{(M_{\text{пл ЛА}} - M_{\text{пл ПЗ}})}{n_{\text{дв}}} \frac{\tau}{\left(\frac{L_{\text{п 1}}}{V_{\text{кр 1}}} + \frac{L_{\text{п 2}}}{V_{\text{кр 2}}}\right)} = 0,08 \times \\ \times \frac{(93799 - 4812)}{4} \frac{1500}{\left(\frac{6000}{850} + \frac{2000}{2124,5}\right)} = 0,334 \text{ млн. р.},$$

где в соответствии с (1.30) принимаем $S_{\text{ГСМ}}^{\text{уд}} = 0,08 \text{ р/кг}$ [4].

Затраты на эксплуатацию двигателя

$$S_{\text{эксп}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{го}} + S_{\text{ГСМ}} = 0,446 + 0,0188 + 0,334 = \\ = 0,799 \text{ млн. р.}$$

Стоимость жизненного цикла двигателя

$$S_{\text{ж дв}} = S_{\text{дв}} + S_{\text{окр дв}}^{\text{уд}} + S_{\text{эксп}} = 0,744 + 0,0992 + 0,799 = \\ = 1,642 \text{ млн. р.}$$

Рассчитав величины показателей эффективности для выбранных 2 ... 3 вариантов параметров двигателя, выбирают оптимальный вариант. В данном случае тот, который обеспечивает наименьшую величину $S_{\text{ж дв}}$, удовлетворяет требованию $\bar{M}_{\text{би}} \geq 0,13$ и рационален конструктивно и технологически.

Глава 5

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТВД И ТВВД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА

5.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТУРБОВИНТОВОГО (ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНОГО) ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрим в качестве примера следующий вариант дипломного задания на проектирование ТВВД.

Заданные режимы работы двигателя:

$N_{\text{э в з л}} = 11000 \text{ экВт}$ (14946 э.л.с.) при $H = 0$, $M = 0$, САУ;

$N_{\text{э к р}} = 6600 \text{ экВт}$ при $H = 11$, $M = 0,8$, САУ.

Заданный прототип двигателя — ТВВД STS 589 фирмы Пратт-Уитни [26].

Заданный прототип ЛА — Боинг 757-200 [25].

Расчетная дальность полета — $L_{\text{п}} = 3500 \text{ км}$.

Ограничения:

— максимальная температура газа перед турбиной $T_{г}^* \leq 1650 \text{ К}$;

— удельные затраты топлива ЛА $C_{ткм} \leq 0,20 \text{ кг/т} \cdot \text{км}$ при $S_{ж.лв} \rightarrow \min$;

— назначенный ресурс $\tau = 10000 \text{ ч}$.

При упрощении задачи, в случае, когда для проектируемого ТВВД известна необходимая величина c_3 в условиях крейсерского полета, в данном примере вместо технико-экономических показателей ЛА ($C_{ткм}$ и т. п.) может быть, например, задано: $c_{3кр} \leq 0,17 \text{ кг/экВт} \cdot \text{ч}$ ($0,125 \text{ кг/э.л.с.ч}$); $M_{дв} \leq 1600 \text{ кг}$; $D_{дв} \leq 1080 \text{ мм}$.

При наиболее упрощенной постановке задачи (типичной при курсовом проектировании) вариант этого задания может быть сформулирован таким образом.

Заданный режим работы двигателя — $N_{эвл} = 11000 \text{ кВт}$ при $H = 0$, $M = 0$, САУ.

Заданный прототип двигателя — ТВВД STS 589 фирмы Пратт-Уитни.

Ограничения:

— максимальная температура газа перед турбиной $T_{г}^* \leq 1650 \text{ К}$;

— удельный расход топлива на взлетном режиме $c_3 \leq 0,22 \text{ кг/экВт} \cdot \text{ч}$ ($0,162 \text{ кг/элс} \cdot \text{ч}$);

— назначенный ресурс $\tau = 10000 \text{ ч}$.

В примере задания рассмотрен турбовинтовентиляторный двигатель — представитель нового поколения ТВД с многолопастными саблевидными воздушными винтами уменьшенного диаметра. Эти винты, получившие наименование винтовентиляторов, имеют увеличенную нагрузку на ометаемую площадь для сохранения $\eta_{врасч}$ до чисел $M_{п} \approx 0,75 \dots 0,8$ и генерируют меньший шум [26].

В случае обычных ТВД задание на проектирование имеет аналогичный вид. При расчете их основных проектных данных принимаются лишь иные характеристики движителя — $\eta_{в}$ и $(P_{в}/N_{в})_0$ (см. разд. 5.5.1 и 5.5.3).

5.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТВВД

Конструктивную схему проектируемого ТВВД принимаем по прототипу — с двухкаскадным турбокомпрессором и без свободной турбины*) (см. рис. 5.1). В соответствии с рекомендациями

*) Методика расчета рабочего процесса ГТД со свободной турбиной приводится в главе 6.

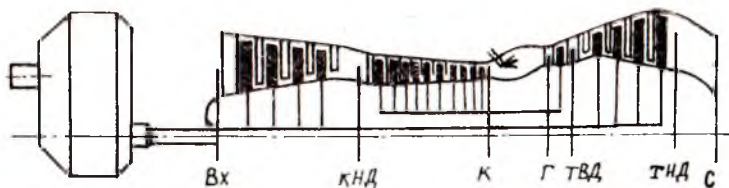


Рис. 5.1. Схема проточной части ТВВД - прототипа [26]

разд. 1.3 в качестве расчетного режима для ТВД и ТВВД принимается режим крейсерского полета. Из-за необходимости ограничения винтовой мощности на взлетном режиме температура $T_{г\text{взл}}^*$ у ТВД часто бывает ниже $T_{г\text{max}}^*$. Поэтому в качестве $T_{г\text{max}}^*$ может быть принята температура газа на максимальном режиме ТВВД в условиях полета. При этом обычно $T_{г\text{кр}}^* \cong T_{г\text{max}}^* - (150 \dots 200^\circ)$. В рассматриваемом примере принимаем: $T_{г\text{кр}}^* = 1650 \text{ К} - 150 \text{ К} = 1500 \text{ К}$.

Предварительный выбор величин оптимальных параметров рабочего процесса проектируемого ТВВД (ТВД) производится на основе типовых зависимостей, приведенных на рис. 5.2. Учет влияния главных факторов — расчетной дальности (на величину $\pi_{к\text{опт}}$) и скорости полета (на величину $\pi_{с\text{опт}}$) осуществляется с помощью зависимостей, приведенных на рис. 5.3. Для рассматриваемого примера задания, по величине температуры $T_{г\text{кр}}^*$, и заданной дальности и скорости полета, с помощью этих зависимостей могут быть выбраны в качестве расчетных следующие варианты оптимальных сочетаний параметров рабочего процесса в условиях крейсерского полета при $M=0,8$, $H=11 \text{ км}$:

| I вариант | II вариант | III вариант |
|-------------------------|---------------------------|-------------------------|
| $\pi_{к\text{э}} = 18;$ | $\pi_{к\text{э}} = 23,5;$ | $\pi_{к\text{э}} = 30;$ |
| $\pi_{с} = 1,5.$ | $\pi_{с} = 1,65.$ | $\pi_{с} = 1,55.$ |

Следует обратить внимание на специфичность выбора в вариантах I, II, III величин $\pi_{с\text{опт}}$, что определяется протеканием границ области оптимальных параметров при $\Delta_y = \text{const}$ и линии ограничения мощности $N_{в}$ (см. рис. 5.2), характеризующей для каждого значения $T_{г\text{кр}}^*$ такое распределение свободной энергии между винтом и реактивной струей, при котором достигается максимум $N_{э}$.

Основываясь на схеме проточной части прототипа (см. рис. 5.1), выбранных значениях основных параметров рабочего процесса проектируемого ТВВД ($\pi_{к\text{э}}$, $T_{г\text{max}}^*$, $\pi_{с}$) и рекомендациях главы 2, выбираем, например, для III варианта парамет-

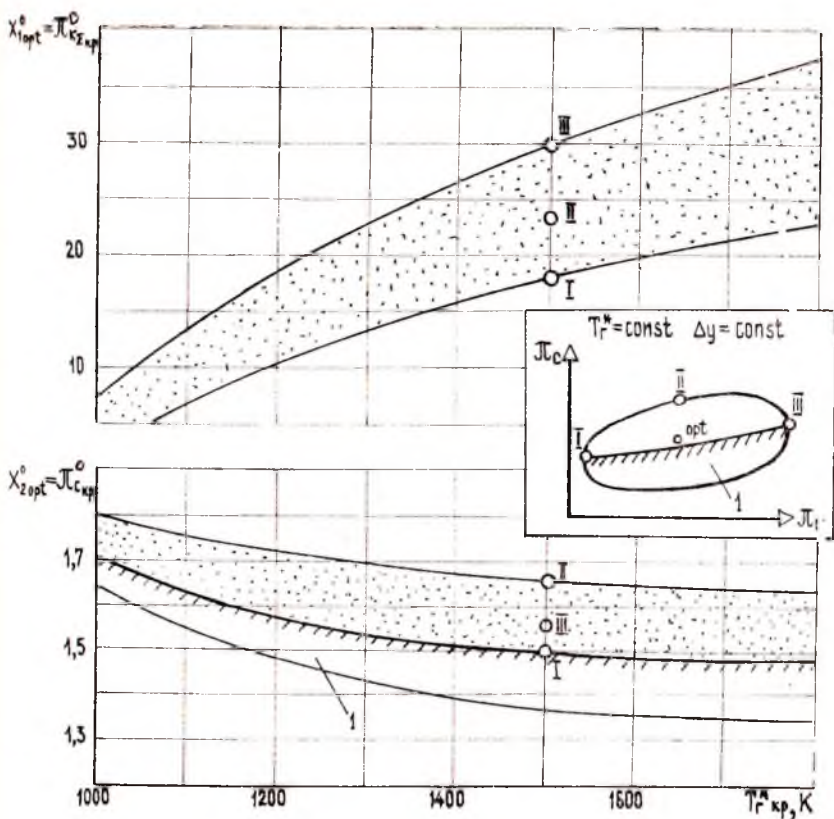


Рис. 5.2. Типовая зависимость от температуры газа $T_{гр}^*$ оптимальных по критерию M_0 значений $\pi_{k\Sigma}$ и π_c у ТВД и ТВВД для условий крейсерского полета ($H_n = 11$ км, $M_n = 0,65 \dots 0,8$, САУ, $L_n = 3500$ км) при $\Delta y = 1\%$; 1 — область ограничения N_B

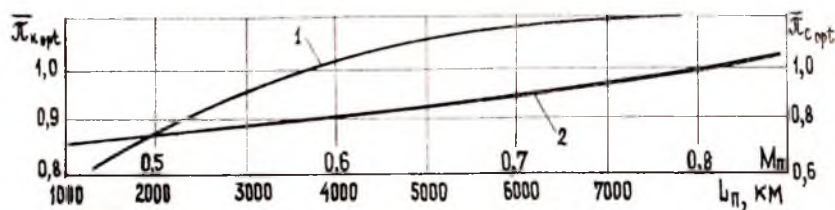


Рис. 5.3. Влияние расчетной дальности и скорости полета на величины оптимальных параметров ТВВД (ТВД): 1 — $\bar{\pi}_{k\Sigma opt} = f(L_n)$ 2 — $\bar{\pi}_{c opt} = f(M_n)$; $\pi_{k\Sigma opt} = \pi_{k\Sigma opt}^0 \bar{\pi}_{k\Sigma opt}$; $\pi_{c opt} = \pi_{c opt}^0 \bar{\pi}_{c opt}$

ров ($\pi_{\kappa\Sigma p} = 30$) следующие величины к.п.д. ступеней компрессоров, турбины и коэффициентов потерь:

$$\begin{array}{ll} \sigma_{\text{вх}} = 0,985; & \eta_{\text{ст кнд}}^* = 0,89; \\ \sigma_{\text{кс}} = 0,95; & \eta_{\text{ст квд}}^* = 0,9; \\ \eta_{\text{г}} = 0,99; & \eta_{\text{ст тнд}}^* = 0,925; \\ \varphi_{\text{с}} = 0,94; & \eta_{\text{м вд}} = 0,995; \\ \nu_{\text{охл пл са вд}} = 0,955; & \nu_{\text{охл са нд}} = 0,99; \\ \nu_{\text{охл са вд}} = 0,985; & \nu_{\text{ут нд}} = 1,0; \\ \nu_{\text{охл рк вд}} = 0,97; & \nu_{\text{охл рк нд}} = 1,0; \\ \nu_{\text{ут вд}} = 0,98; & \nu_{\text{охл пл са нд}} = 1,0; \\ & \eta_{\text{м нд}} = 1,0; \end{array}$$

Выбранные значения к.п.д. соответствуют трансзвуковому типу ступеней компрессора и оптимально нагруженным (неохлаждаемым) ступеням турбины НД (табл. 2.1 и 2.2). Турбину ВД, как и на прототипе, принимаем одноступенчатой. По табл. 2.2 выбираем $\eta_{\text{ст гвд}}^* = \eta_{\text{т о}}^* = 0,92$. Для $T_{\text{г}}^*_{\text{шах}} = 1650$ К влияние охлаждения рабочего колеса на к.п.д. турбины ВД оцениваем следующим образом:

$$\begin{aligned} \bar{G}_{\text{в охл рк вд}} &= (1 - \nu_{\text{охл рк вд}}) + (1 - \nu_{\text{ут вд}}) = \\ &= (1 - 0,97) + (1 - 0,98) = 0,05. \end{aligned}$$

По рис. 2.5 для $\bar{G}_{\text{в охл рк вд}} = 0,05$ выбираем $\Delta \eta_{\text{т охл}}^* = 0,03$. Обычно на к.п.д. турбины ВД турбовинтового двигателя влияние высоты полета (в связи с уменьшением числа Рейнольдса) не сказывается. Однако при высоких значениях $T_{\text{г}}^*$ и $\pi_{\kappa\Sigma}$ на величину $\eta_{\text{твд}}^*$ может оказывать влияние уменьшение абсолютных размеров турбины ($A_{\text{твд}}$). Оценим величину $A_{\text{твд}}$ для проектируемого ТВВД. Для этого при $T_{\text{г р}}^* = 1500$ К и $\pi_{\kappa\Sigma} = 30$ определим по типовым зависимостям [10, с. 130] величину $N'_{\text{э уд}} \cong \cong 500 \text{ элс} \cdot \text{с/кг} = 368 \text{ экВт} \cdot \text{с/кг}$. Тогда $G'_{\text{в}} = N'_{\text{э зал}} / N'_{\text{э уд}} \cong \cong 6600/368 = 17,9 \text{ кг/с}$;

$$A_{\text{т вд}} \cong \frac{G_{\text{в}} \sqrt{R_{\text{г}} 10^3 T_{\text{г}}^*}}{P_{\text{н}}^* 10^3 \sigma_{\text{вх}} \sigma_{\text{кс}} \pi_{\kappa\Sigma}} = \frac{17,9 \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1500}}{34,61 \cdot 10^3 \cdot 0,985 \cdot 0,95 \cdot 30} = 0,0124 \text{ м}^2.$$

По рис. 2.7 находим, что величине $A_{\text{т вд}} = 0,0124 \text{ м}^2$ соответствует $\Delta \eta_{\text{т а}}^* \cong 0$. Таким образом в соответствии с (2.21) получим:

$$\eta_{\text{т вд}}^* = \eta_{\text{ст}}^* - \Delta \eta_{\text{т охл}}^* - \Delta \eta_{\text{т а}}^* = 0,92 - 0,03 - 0 = 0,89.$$

5.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ

Для расчета заданных режимов работы ТВВД принятой конструктивной схемы необходимо предварительно оценить для этих режимов величины параметров рабочего процесса и к.п.д. в каскадах компрессора и турбины. Предварительное распределение работ между каскадами НД и ВД на расчетном режиме осуществляется по методике, изложенной в разд. 1.4. При этом в расчетной точке ($H = 11$ км; $M = 0,8$; $N_{эp} = 6600$ кВт), например, для III варианта параметров рабочего процесса ($\pi_{квд} = 30$) и принятых в разд. 5.2 значений $\eta_{твд}^*$, а также к.п.д. ступеней компрессора и турбины НД, выбирая $Y_{тнд}^* = 0,54$ и $Y_{твд}^* = 0,5$, получим, в отличие от прототипа, следующие результаты:

$$\begin{aligned} \pi_{кнд} &= 4,0; \quad \eta_{кнд}^* = 0,867; \quad \eta_{тнд}^* = 0,923; \quad U_{тнд} = 290 \text{ м/с}; \\ z_{тнд} &= 4; \\ \pi_{квд} &= 7,5; \quad \eta_{квд}^* = 0,869; \quad \eta_{твд}^* = 0,89; \quad U_{твд} = 484 \text{ м/с}; \\ z_{твд} &= 1. \end{aligned}$$

Здесь было принято: по рекомендациям к формуле (2.6) — $\Delta \eta_{кнд}^* = 0$ (для компрессора НД), а по рекомендациям к формуле (2.21) для турбины НД: $\Delta \eta_{т охл}^* = 0$, $\Delta \eta_{т Re}^* = 0,015$, $\eta_{т}^* / \eta_{ст}^* = 1,015$. Для оценки необходимости в охлаждении турбины НД была определена величина $T_{тнд}^* \cong 1270$ К [по формуле (2.20)]. Это позволило, основываясь на рис. 2.6, установить возможность создания неохлаждаемой турбины НД ($\Delta \eta_{т охл}^* = 0$). Соотношение $\eta_{т}^* / \eta_{ст}^*$ оценивалось с помощью рис. 2.4 по величинам $z_{тнд} = 4$; $\eta_{ст}^* = 0,925$ и $\pi_{тнд} = 11,3$ [по уравнению (1.10)]. В результате для расчетного режима турбины НД было получено:*)

$$\begin{aligned} \eta_{тнд}^* &= \eta_{ст}^* \frac{\eta_{т}^*}{\eta_{ст}^*} - \Delta \eta_{т охл}^* - \Delta \eta_{т Re}^* = \\ &= 0,925 \cdot 1,015 - 0 - 0,015 = 0,923. \end{aligned}$$

На основе указанных выше исходных данных производится проектный термогазодинамический расчет ТВВД, при $H_{п} = 11$ км, $M_{п} = 0,8$, а значения параметров нагруженности турбин ($Y_{твд}^*$ и $Y_{тнд}^*$) и величины окружных скоростей ($U_{твд}$, $U_{тнд}$) используются впоследствии при расчете ВСХ и в качестве начальных приближений при проектировании турбокомпрессора**).

) Поправка $\Delta \eta_{тА}^$ для турбины НД в данном случае не рассматривается, так как $\Delta \eta_{твдА}^* = 0$ и $A_{тнд} > A_{твд}$.

**) При этом $U_{т max} = U_{т p} \bar{n}_т$.

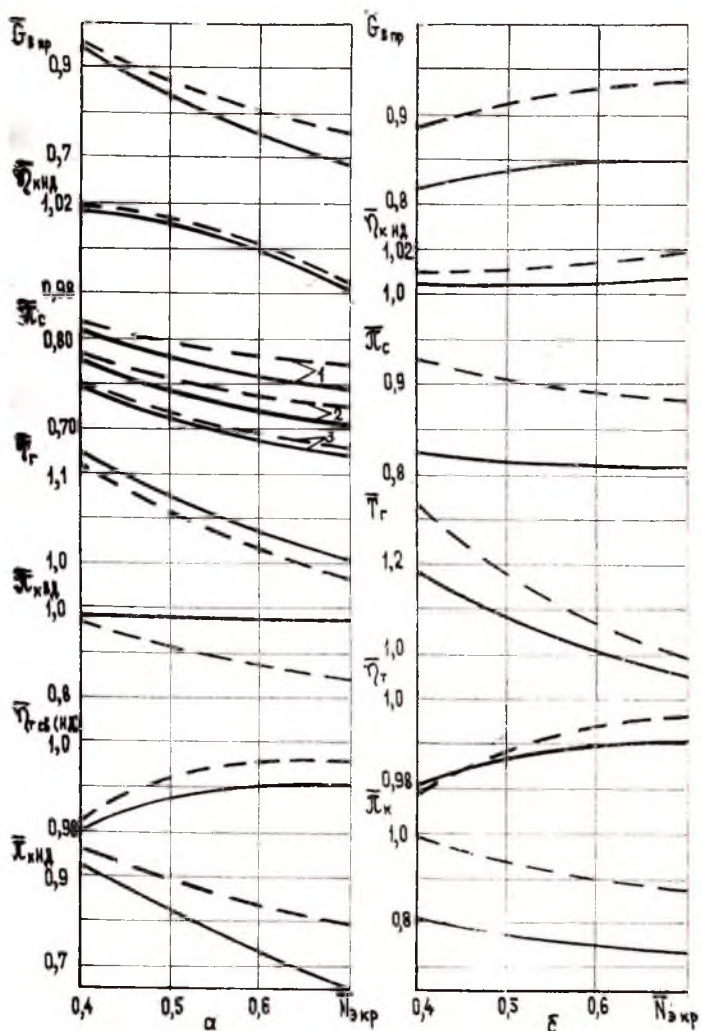


Рис. 5.4. Взаимосвязь между параметрами ТВД (ТВВД) на взлетном режиме и на расчетном режиме ($H = 8...11$ км, $M_{II} = 0,65...0,8$) при различных соотношениях мощностей ($\bar{N}_{экр} = N_{экр} / N_{эвлз i}$) и законах регулирования.

α — многоявные ТВВД (ТВД): - - - - со свободной турбиной ($n_{тсв} = \text{const}$); — — — — без свободной турбины (ЛРР КНД при $\eta_{к\max}^*$); 1 — $\pi_{ср} = 1,45$; 2 — $\pi_{ср} = 1,55$; 3 — $\pi_{ср} = 1,65$; б — одноявные ТВД: — — — — с регулир. ВНА; - - - - без регулир. ВНА.

($T_r = T_{гвлз i}^* / T_{гр}^*$; $\pi_k = \pi_{квлз i}^* / \pi_{кр}$; $\pi_c = \pi_{свлз i}^* / \pi_{ср}$ и т. д.)

Для взлетного режима значения величины $\pi_{квд}$, $\pi_{кнд}$, $\eta_{кнд}^*$, π_c , а также значения T_r^* , $G_{впр}$ и $\eta_{гнд}^*$ оцениваются в первом приближении с помощью типовых расчетных закономерностей для ВСХ ТВД, приведенных на рис. 5.4. Основываясь на заданной величине

$$N_{экр} = \frac{N_{эпр}}{N_{эвл}} = \frac{6600}{11000} = 0,6,$$

по рис. 5.4 для варианта ТВВД без свободной турбины, имеющего на характеристике компрессора НД линию рабочих режимов (ЛРР) при $\eta_{кмак}^*$, определяют величины коэффициентов пересчета на взлетный режим:

$$T_r = T_{гвл}^* / T_{гр}^* = 1,033, \text{ а также } \bar{\pi}_c = 0,722; \bar{\pi}_{квд} = 0,975; \\ \bar{\pi}_{кнд} = 0,74; \bar{\eta}_{кнд} = 1,0; \bar{\eta}_{гнд} = 0,99; \bar{G}_{впр} = 0,75.$$

$$\text{Тогда } T_{гвл}^* = T_{гр}^* \cdot T_r = 1500 \cdot 1,033 = 1550 \text{ К};$$

$$\pi_{свл} = \pi_{ср} \cdot \bar{\pi}_c = 1,55 \cdot 0,722 = 1,12;$$

$$\pi_{квдвл} = \pi_{квдр} \cdot \bar{\pi}_{квд} = 7,5 \cdot 0,975 = 7,31;$$

$$\pi_{кндвл} = \pi_{кндр} \cdot \bar{\pi}_{кнд} = 4 \cdot 0,74 = 2,96;$$

$$\eta_{кндвл}^* \approx \eta_{кндр}^* \cdot \bar{\eta}_{кнд} = 0,867 \cdot 1,0 = 0,867;$$

$$\eta_{гндвл}^* = (\eta_{гндр}^* + \Delta \eta_{тRe}^*) \bar{\eta}_{гнд} = (0,923 + 0,015) 0,99 = 0,929.$$

Таблица 5.1

| Параметры | Величины параметров на заданных режимах | |
|--------------------|---|---|
| | $H = 11 \text{ км},$ $M = 0,8$ $N_{экр} = 6600 \text{ кВт}$ | $H = 0, M = 0$ $N_{эвл} = 11000 \text{ кВт}$ |
| $T_r^*, \text{ К}$ | 1500 | 1550 |
| $\pi_{к\Omega}$ | 30 | 21,64 |
| $\pi_{кнд}$ | 4 | 2,96 |
| $\eta_{кнд}^*$ | 0,867 | 0,867 |
| $\pi_{квд}$ | 7,5 | 7,31 |
| $\eta_{квд}^*$ | 0,869 | 0,872 |
| $\eta_{твл}^*$ | 0,89 | 0,89 |
| $\eta_{гнд}^*$ | 0,923 | 0,929 |
| $\bar{G}_{впр}$ | 1,0 | 0,75 |
| π_c | 1,55 | 1,12 |

Коэффициент полезного действия компрессора ВД на взлетном режиме оценивается в первом приближении по формуле $\eta_{к\text{взл}}^* = \eta_{кр}^* \eta_k$, где значение η_k определяют по рис. 2.1 в зависимости от величин $\bar{G}_{в\text{пр}}$ и $\pi_{кр}$. При этом величину $\bar{G}_{в\text{пр}}$ для компрессора ВД вычисляют по (3.1). В данном примере $\bar{G}_{в\text{пр квд}} = \bar{G}_{в\text{пр кнд}} / (\pi_{кнд})^{0,857} = 0,75 / 0,74^{0,857} = 0,97$ и $\pi_{квд\text{р}} = 7,5$. По рис. 2.1 получаем $\eta_{квд}^* = 1,0034$. Тогда $\eta_{квд\text{взл}}^* = 0,869 \cdot 1,0034 = 0,872$.

В табл. 5.1 в качестве примера приводятся результаты предварительной оценки исходных данных к термогазодинамическому расчету для III варианта параметров проектируемого ТВВД в условиях крейсерского полета и на взлетном режиме.

5.4. ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТВВД НА ЗАДАННЫХ РЕЖИМАХ

При составлении методики исходного проектного расчета ТВД или ТВВД, кроме формул главы 2 используются следующие уравнения мощностного баланса:

$$N_{\text{твд}} = N_{\text{квд}} / \eta_{\text{птвд}} \quad (5.1)$$

$$N_{\text{тнд}} = \frac{N_e + N_{\text{кнд}}}{\eta_{\text{птнд}}} \quad (5.2)$$

(или $N_{\text{тнд}} = N_{\text{кнд}} / \eta_{\text{птнд}}$ и $N_{\text{тсв}} = N_e / \eta_{\text{птсв}}$ — в случае применения свободной турбины) и уравнение баланса давлений

$$\pi_V \sigma_{вх} \pi_{кнд} \pi_{квд} \sigma_{квд} = \pi_{\text{твд}} \pi_{\text{тнд}} \pi_{\text{тсв}} \pi_{\text{тс}} \quad (5.3)$$

Подставляя выражение (5.1) в уравнение (2.23), для $L_{\text{твд}}^*$ находят по (2.24) величину $\pi_{\text{твд}}$. После этого по выбранной величине $\pi_{\text{с}}$ с помощью уравнения (5.3) для данной конструктивной схемы двигателя можно определить величину $\pi_{\text{тнд}}$ и рассчитать мощность турбины НД (см. разд. 2.5.2). По известной мощности компрессора НД и полученной по уравнению (5.2) мощности турбины НД вычисляется величина мощности на валу двигателя — N_e . В случае ТВВД со свободной турбиной по уравнению (5.3) находится величина $\pi_{\text{тсв}}$, а величину $\pi_{\text{тнд}}$ определяют по уравнению (2.23).

В табл. 5.2 в качестве примера приводятся основные результаты исходного проектного термогазодинамического расчета для выбранного варианта параметров проектируемого ТВВД в условиях крейсерского полета и расчета данных этого двигателя на взлетном режиме. При расчете параметров взлетного режима двигателя в качестве начального приближения приняты исходные параметры рабочего процесса, определенные с помощью типовых зависимостей рис. 5.4 (табл. 5.1). В отличие от исходного расчета, который проводился при $G_{\text{в}} = 1$ кг/с, взлет-

Таблица 5.2

| Параметры | Номер формулы (рисунка, таблицы) | Результат | | |
|------------------------------|-------------------------------------|----------------------|--------------------------------------|-------------------------------|
| | | $H=11$ км $M=0,8$ | $H=0,$ | $M=0$ |
| | | | исходный расчет | начальное прибли- жение |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| Входное устройство | | | | |
| $V_{п},$ м/с | (2.2) | 236,1 | 0 | 0 |
| $T_{н},$ К | САУ [11, 19] | 216,7 | 288,16 | 288,16 |
| $p_{н},$ кПа | САУ | 22,70 | 101,33 (1,0332 кгс/см ²) | |
| $T_{н}^*,$ К | (2.1) | 244,6 | 288,16 | 288,16 |
| $p_{н}^*,$ кПа | (2.4) | 34,61 | 101,33 | 101,33 |
| $p_{нж}^*,$ кПа | (2.3) | 34,09 | 99,8 | 99,8 |
| $G_{н},$ кг/с | (5.15) | 1,0 | 29,0 | 28,64 |
| Компрессор низкого давления | | | | |
| $\bar{G}_{в пр}$ | рис. 2.1, 5.4 и ур-е (3.1) | 1,0 | 0,75 | 0,736 |
| $\pi_{кнд}$ | табл. 5.1 | 4,0 | 2,92 | 2,8 |
| $\bar{n}_{кнд пр}$ | рис. П.3 | 1,0 | — | 0,808 |
| $\eta_{кнд}^*$ | рис. 2.1, 5.4 и ур-е (2.6) | 0,867 | 0,867 | 0,863 |
| $p_{кнд}^*,$ кПа | (2.8) | 136,36 | 291,42 | 279,30 |
| $L_{кнд}^*,$ кДж/кг | (2.9) | 137,49*) | 119,67 | 114,7 |
| $N_{кнд},$ кВт | (2.10) | 137,49 | 3480,16 | 3285,6 |
| $T_{кнд}^*,$ К | (2.11) | 381,33 | 406,9 | 402 |
| Компрессор высокого давления | | | | |
| $\bar{G}_{в пр кнд}$ | (3.1) | 1,0 | 0,97 | 0,993 |
| $\pi_{кнд}$ | табл. 5.1 | 7,5 | 7,31 | 7,39 |
| $\eta_{кнд}^*$ | рис. 2.1, 5.4 и (2.6) | 0,869 | 0,872 | 0,8716 |
| $p_{квд}^*,$ кПа | (2.8) | 1022,74 | 2130,3 | 2063,3 |
| $L_{квд}^*,$ кДж/кг | (2.9) | 340,89 | 355,7 | 354,16 |
| $N_{квд},$ кВт | (2.10) | 340,89 | 10319,0 | 10145,0 |
| $T_{квд}^*,$ К | (2.11) | 709,04 | 746,7 | 740,7 |

*) 32,81 ккал/кг.

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|--|--------------------|------------------------|-----------------------|------------------------|
| Камера сгорания | | | | |
| η_{Γ} | выбирается | 0,99 | 0,99 | 0,99 |
| $\sigma_{\text{КС}}$ | выбирается | 0,95 | 0,95 | 0,95 |
| q_m | (2.12) и рис. 2.3 | 0,0234 | 0,0240 | 0,0244 |
| $G_{m \text{ ч}}$, кг/ч | (2.14) | 77,85 | 2318,3 | 2326,4 |
| p_{Γ}^* , кПа | (2.18) | 971,6 | 2023,8 | 1960 |
| T_{Γ}^* , К | табл. 5.1 | 1500 | 1550 | 1556 |
| Турбина высокого давления | | | | |
| $N_{\text{ТВД}}$, кВт | (5.1) | 342,63 | 10370,9 | 10196 |
| $G_{\text{ГВД}}$, кг/с | (2.16) | 0,9467 | 27,48 | 27,143 |
| $L_{\text{ТВД}}^*$, кДж/кг | (2.23) | 361,92 | 377,45 | 375,64 |
| $\pi_{\text{ТВД}}$ | (2.24) | 2,897 | 2,927 | 2,894 |
| $\eta_{\text{ТВД}}^*$ | табл. 5.1 | 0,89 | 0,89 | 0,89 |
| $p_{\text{ТВД}}^*$, кПа | (2.25) | 335,41 | 691,47 | 677,23 |
| $T_{\text{ТВД}}^*$, К | (2.27) | 1179,9 | 1219,0 | 1227 |
| $A_{\text{ТВД}}$, м ² | (2.22) | $6,413 \cdot 10^{-4}$ | $90,6 \cdot 10^{-4}$ | $92,6 \cdot 10^{-4}$ |
| $\bar{n}_{\text{ТВД}} = \sqrt{T_{\Gamma}^* / T_{\Gamma \text{ P}}^*}$ | | 1,0 | — | 1,02 |
| Турбина низкого давления | | | | |
| p_{T}^* , кПа | (2.28) | 35,18 | 113,48 | 113,24 |
| $\pi_{\text{ТНД}}$ | (2.29) | 9,533 | 6,093 | 5,98 |
| $\eta_{\text{ТНД}}^*$ | табл. 5.1 | 0,923 | 0,929 | 0,9295 |
| $G_{\text{ГНД}}$, кг/с | (2.26) | 1,0117 | 29,36 | 29,0 |
| $L_{\text{ТНД}}^*$, кДж/кг | (2.30) | 542,9 | 476,82 | 476,52 |
| $N_{\text{ТНД}}$, кВт | (2.31) | 549,25 | 14000 | 13821,6 |
| T_{T}^* , К | (2.27) | 715 | 816 | 824 |
| $A_{\text{ТНД}}$, м ² | (2.22) | $17,6 \cdot 10^{-4}$ | $251,3 \cdot 10^{-4}$ | $254,27 \cdot 10^{-4}$ |
| $n_{\text{ТНД}} = \bar{n}_{\text{КНД}} \sqrt{T_{\text{H}}^* / T_{\text{H P}}^*}$ | | 1,0 | — | 0,877 |
| Выходное устройство | | | | |
| $\pi_{\text{с}}$ | табл. 5.1 и (2.53) | 1,55 | 1,12 | 1,118 |
| $\varphi_{\text{с}}$ | выбирается | 0,94 | 0,94 | 0,94 |
| $G_{\text{Гс}}$, кг/с | (2.26) | 1,0217 | 29,65 | 29,29 |
| $c_{\text{с}}$, м/с | (2.52) | 388,02 | 215,3 | 214,4 |
| $\mu F_{\text{с}}$, м ² | (2.53) | $215,86 \cdot 10^{-4}$ | 0,3108 | 0,3117 |

ный режим рассчитывается при фактическом расходе воздуха, который соответствует расчетным проектным размерам двигателя: $D_{вх}$, A_T , F_c и др. (см. разд. 5.5.1). Величины параметров взлетного режима, полученные в начальном приближении, уточняют, пользуясь обычной методикой расчета высотно-скоростных характеристик ТВД [17, 18, 19]. При этом, используя обобщенные характеристики компрессора и турбины НД (в случае одновального ТВД — обобщенную характеристику турбины) и полагая для турбины ВД $A_T = \text{const}$ и $\eta_T^* = \text{const}$, с помощью программы расчета характеристик ГТД на ЭВМ (см. приложение) устраняют невязки по пропускным способностям турбин ($\delta A_{ТВД}$ и $\delta A_{ГТД}$) и по площади выходного сечения сопла (δF_c) при сохранении неизменной заданной величины мощности $N_{эвзл}$. В табл. 5.2 расчет взлетного режима при $N_{эвзл} = 11000$ кВт выполнен для $t_n = 15^\circ\text{C}$. В тех случаях, когда величина $N_{эвзл}$ задается при $t_n > 15^\circ\text{C}$, расчет производят при $T_{Г^*взл}$ больших, чем получают по рис. 5.4 (принимая на $30...50^\circ$ большие значения $T_{Г^*взл}$ на каждые $10^\circ \Delta t_{n\text{сая}}$).

5.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ

5.5.1. Определение мощности, тяги и удельного расхода топлива ТВД на расчетном режиме ($H = 11$ км; $M = 0,8$)

Эти параметры ТВД и ТВВД определяются по результатам проектного термогазодинамического расчета рабочего процесса двигателя при $G_v = 1$ кг/с (табл. 5.2).

Эквивалентная мощность ТВД на расчетном режиме — мощность, которая требуется для привода винта, развивающего тягу, равную суммарной тяге двигателя:

$$N_{э} = N_v + N_{рс} = N_v + \frac{P_{рс} V_n}{\eta_v} \quad (5.4)$$

Величина к.п.д. винта (или винтовентилятора) η_v зависит от расчетной скорости полета. Для воздушных винтов при $M_n = 0,65$ можно принимать $\eta_v = 0,8$, при меньших числах M_n — $\eta_v = 0,8 \dots 0,85$. Для винтовентиляторов значения $\eta_v = 0,8$ обеспечиваются до скорости полета $M_n \approx 0,8$, а при $M_n \leq 0,75$ $\eta_v = 0,8 \dots 0,85$.

Выбираем для расчетных условий полета проектируемого ТВВД $\eta_v = 0,8$.

Чтобы определить для этих условий полета по (5.4) величину $N_{э\text{уд}}$ вычислим по данным табл. 5.2 величину удельной мощности на валу винта:

$$N_{в\text{уд}} = (N'_{гнд} \cdot \eta_{м\text{нд}} - N'_{кнд}) \eta_{ред} = (549,25 - 137,49) 0,995 = 409,7 \text{ экВт} \cdot \text{с/кг} \quad (5.5)$$

Значение к.п.д. редуктора для полноразмерных ТВД и ТВВД выбирается в пределах: $\eta_{\text{ред}} = 0,99 \dots 0,995$.

Величина удельной реактивной тяги двигателя в обычном для ТВД случае полного расширения в выходном устройстве вычисляется по формуле (3.6):

$$P_{\text{рс уд}} = (G'_{\text{рс}} c_c - G'_n V_n) 10^{-3} = (1,0217 \cdot 388,02 - 236,1) 10^{-3} = 0,1603 \text{ кН} \cdot \text{с/кг}.$$

Тогда эквивалентная мощность реактивной струи ТВВД (ТВД):

$$N_{\text{рс уд}} = \frac{P_{\text{рс}} V_n}{\eta_n} = \frac{0,1603 \cdot 236,1}{0,8} = 47,3 \text{ экВт} \cdot \text{с/кг},$$

откуда по (5.4)

$$N_{\text{э уд}} = 409,7 + 47,3 = 457 \text{ экВт} \cdot \text{с/кг}.$$

Тяга ТВВД (ТВД) на расчетном режиме определяется как сумма тяг винтовентилятора (воздушного винта) и реактивной тяги двигателя

$$P_{\text{твд}} = P_{\text{в}} + P_{\text{рс}} = \frac{N_{\text{в}} \eta_{\text{в}}}{V_{\text{н}}} + P_{\text{рс}}. \quad (5.6)$$

Вычислим по (5.6) величину удельной тяги ТВВД (см. табл. 5.2):

$$P_{\text{твд уд}} = \frac{409,7 \cdot 0,8}{236,1} + 0,1603 = 1,548 \text{ кН} \cdot \text{с/кг}.$$

Удельный расход топлива на расчетном режиме

$$c_{\text{э}} = \frac{G'_{\text{ш}}}{N_{\text{э уд}}} = \frac{77,85}{457} = 0,1704 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч} \left(0,1254 \frac{\text{кг}}{\text{элс} \cdot \text{ч}} \right) \quad (5.7, \text{а})$$

$$\text{или } c_{\text{уд}} = \frac{G'_{\text{ш}}}{P_{\text{твд уд}}} = \frac{77,85}{1,548} = 50,29 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч} \left(0,493 \frac{\text{кг}}{\text{кГс} \cdot \text{ч}} \right), \quad (5.7, \text{б})$$

где в соответствии с (2.13) и (2.15) для расчета $G'_{\text{ш}}$ было принято

$$\begin{aligned} v_{\text{охл } \Sigma} = 1 - [& (1 - v_{\text{охл са вл}}) + (1 - v_{\text{охл рк вл}}) + (1 - v_{\text{ут вл}}) + \\ & + (1 - v_{\text{охл пл са нд}}) + (1 - v_{\text{охл са нд}}) + (1 - v_{\text{охл рк нд}}) + \\ & + (1 - v_{\text{ут нд}})] = 1 - [(1 - 0,985) + (1 - 0,97) + (1 - 0,98) + (1 - 1) + \\ & + (1 - 0,99) + (1 - 1) + (1 - 1)] = 0,925. \end{aligned}$$

5.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя

Необходимый расход воздуха через двигатель на расчетном режиме

$$G_{\text{вр}} = N_{\text{эр}} / N_{\text{э уд}} = 6600 / 457 = 14,44 \text{ кг/с}, \quad (5.8)$$

где величину $N_{эp}$ берут из задания на проектирование двигателя. Основываясь на найденной величине $G_{вp}$ и данных табл. 5.2, определяют требуемые величины проходных сечений и расходов газа в основных элементах двигателя:

$$F_{вх} = \frac{G_{вp} \sqrt{T_{вх}^*}}{40,4 \cdot p_{вх}^* q(\lambda_{вх})} = \frac{14,44 \sqrt{244,5}}{40,4 \cdot 34,09 \cdot 0,85} = 0,19 \text{ м}^2,$$

где величина $q(\lambda_{вх}) = 0,85$ принята на основе данных табл. 2.1;

$$\begin{aligned} A_{твд} &= A'_{твд} \cdot G_{вp} = 6,413 \cdot 10^{-4} \cdot 14,44 = 92,6 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\ A_{гнд} &= A'_{гнд} \cdot G_{вp} = 17,6 \cdot 10^{-4} \cdot 14,44 = 254,14 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\ F_c &= F'_c \cdot G_{вp} = 215,86 \cdot 10^{-4} \cdot 14,44 = 0,3117 \text{ м}^2; \\ G_{гвд} &= G'_{гвд} \cdot G_{вp} = 0,9467 \cdot 14,44 = 13,67 \text{ кг/с}; \\ G_{гнд} &= G'_{гнд} \cdot G_{вp} = 1,0117 \cdot 14,44 = 14,609 \text{ кг/с}; \\ G_{гс} &= G'_{гс} \cdot G_{вp} = 1,0217 \cdot 14,44 = 14,75 \text{ кг/с}. \end{aligned} \quad (5.9)$$

Здесь индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_{в} = 1 \text{ кг/с}$ (см. табл. 5.2).

Определяются расход топлива, винтовая мощность и тяга ТВВД на расчетном режиме:

$$G_{мч} = G'_{мч} \cdot G_{вp} = 77,85 \cdot 14,44 = 1124 \text{ кг/ч}; \quad (5.10)$$

$$N_{в} = N'_{в} \cdot G_{вp} = 409,7 \cdot 14,44 = 5916 \text{ кВт};$$

$$P_{рс} = P'_{рс} \cdot G_{вp} = 0,1603 \cdot 14,44 = 2,315 \text{ кИ};$$

$$P_{твд} = P'_{твд} \cdot G_{вp} = 1,548 \cdot 14,44 = 22,35 \text{ кН}. \quad (5.11)$$

Габаритный диаметр двигателя

$$D_{дв} = \bar{D} D_{1к} = \bar{D} \left[\frac{4 F_{вх}}{\pi (1 - \bar{d}_1^2)} \right]^{0,5}, \quad (5.12)$$

где $\bar{d}_1 = 0,55 \dots 0,65$ и $\bar{D} = 1,25 \dots 1,8$ при центральном расположении редуктора;

$\bar{d}_1 = 0,35 \dots 0,5$ и $\bar{D} = 1,6 \dots 2,2$ при выносном редукторе.

В рассматриваемом примере (выносной редуктор), принимая $\bar{d}_1 = 0,5$ и $\bar{D} = 1,9$, получаем

$$D_{дв} = 1,9 \left[\frac{4 \cdot 0,19}{\pi \cdot (1 - 0,5^2)} \right]^{0,5} = 1,08 \text{ м}.$$

В дальнейшем при расчете основных параметров турбокомпрессора величину $D_{1к}$ уточняют.

5.5.3. Определение мощности, тяги и удельного расхода топлива двигателя на других заданных режимах

Эквивалентная мощность ТВД на взлетном режиме ($H = 0$, $V = 0$, САУ), как и в условиях полета, рассчитывается на основе данных табл. 5.2 по формуле $N_{\Sigma} = N_{\text{в}} + N_{\text{рс}}$. Однако в связи с тем, что при $M_{\text{п}} = 0$ $\eta_{\text{в}} = 0$, эквивалентная мощность струи в этом случае определяется по формуле $N_{\text{рс}} = \omega P_{\text{рс}}$, где для различных типов винтов и винтовентиляторов фактическая величина ω может изменяться в весьма широком диапазоне: $\omega = (N_{\text{в}}/P_{\text{в}})_0 \approx 60 \dots 110$ кВт/кН (0,8...1,5 л.с./кгс). На стадии проектного расчета ТВД (ТВВД) конкретные характеристики винта (винтовентилятора), определяющие потребную мощность и развиваемую тягу на взлетном режиме (т. е. величину ω), обычно неизвестны. Поэтому для сравнительных расчетов рекомендуется пользоваться следующими типовыми уравнениями с характерными значениями ω для оценки эквивалентной мощности реактивной струи:

$$\text{в случае ТВД } N_{\text{рс}} = 68,2 P_{\text{рс}}, \text{ экВт } (N_{\text{рс}} = 0,91 P_{\text{рс}} \text{ элс}); \quad (5.13)$$

$$\text{в случае ТВВД } N_{\text{рс}} = 83,5 P_{\text{рс}}, \text{ экВт } (N_{\text{рс}} = 1,11 P_{\text{рс}} \text{ элс}). \quad (5.14)$$

В рассматриваемом примере величина $N_{\text{в}}$ на взлетном режиме равняется (см. табл. 5.2): $N_{\text{в}} = (N_{\text{тнд}} - N_{\text{кнд}}) \eta_{\text{ред}} = = (13821,6 - 3285,6) 0,995 = 10483,3$ кВт, а реактивная тяга определяется по уравнению (3.9):

$$P_{\text{рс}} = G_{\text{рс}} c_c \cdot 10^{-3} = 29,29 \cdot 214,4 \cdot 10^{-3} = 6,28 \text{ кН}.$$

Откуда для ТВВД согласно (5.14) получим

$$N_{\text{рс}} = 83,5 \cdot 6,28 = 524,4 \text{ экВт}.$$

Тогда

$N_{\Sigma} = N_{\text{в}} + N_{\text{рс}} = 10483,3 + 524,4 = 11008$ экВт (14956 элс). При расчете заданной величины эквивалентной мощности на взлетном режиме на основе формул (2.10), (2.31), (3.6) расход воздуха в уравнениях (2.26) для $G_{\text{гнд}}$ и (2.26,а) для $G_{\text{рс}}$ определяется по формуле

$$G_{\text{в вл}} = G_{\text{в р}} \frac{101,33}{p_{\text{н}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{н}}^*}{288,16}} \bar{G}_{\text{в пр}}, \quad (5.15)$$

где при выбранном значении температуры $T_{\text{г вл}}^*$ величина $G_{\text{в р}}$ вычисляется по (5.8), а значения $\bar{G}_{\text{в пр}}$ берутся первоначально по рис. 5.4 (см. табл. 5.1).

При несовпадении расчетного и заданного значения $N_{э\text{взл}}$ подбирают на дроссельной характеристике уточненные значения температуры $T_{г\text{взл}}^*$, $G_{в\text{пр}}$ и др. параметров рабочего процесса ТВД с помощью ЭВМ (см. приложение).

Тяга ТВД (ТВД) на взлете может быть оценена по формуле $P_{\text{ТВД}\text{взл}} = P_{в} + P_{рс}$, где величину $P_{в}$ можно вычислить (условно), основываясь на формулах (5.13) и (5.14):

$$P_{в} = N_{в} / 68,2, \text{ кН} \text{ — в случае ТВД,} \quad (5.16)$$

$$P_{в} = N_{в} / 83,5, \text{ кН} \text{ — в случае ТВДД.} \quad (5.17)$$

Для рассматриваемого примера получим

$$P_{\text{ТВД}\text{взл}} = 10483,3 / 83,5 + 6,28 = 125,4 + 6,28 = 131,8 \text{ кН (13435 кгс).}$$

Удельный расход топлива на взлетном режиме

$$c_{э} = G_{т\text{ч}} / N_{э\text{взл}} = 2326,4 / 11008 = 0,2113 \text{ кг/эКВт} \cdot \text{ч (0,1555 кг/элс} \cdot \text{ч)}; \quad (5.18)$$

$$c_{уд} = G_{т\text{ч}} / P_{\text{ТВД}\text{взл}} = 2326,4 / 131,8 = 17,65 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч (0,1735 кг/кгс} \cdot \text{ч)}. \quad (5.19)$$

5.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя

Массу ТВДД (ТВД) можно рассчитать по следующему уравнению [11]:

$$M_{дв} = M_{гтд} + M_{ред} = B G_{в\text{взл}}^{m_1} (\pi_{к\text{взл}}^{0,286} - 1)^{m_2} k_{тг} k_c k_{рес} + M_{ред}, \quad (5.20)$$

где коэффициент $k_{тг}$ вычисляется по формуле (3.13), коэффициент совершенствования массы k_c определяется по рис. 3.7, а коэффициент $k_{рес}$ принимается по рекомендациям к формуле (3.12).

Значения коэффициентов B , m_1 , m_2 в формуле (5.20) берутся из табл. 5.3.

Таблица 5.3

| Тип ГТД | $\pi_{к\text{взл}}$ | $0,5 < G_{в\text{взл}} < 5 \text{ кг/с}$ | | | $5 \leq G_{в\text{взл}} \leq 55 \text{ кг/с}$ | | |
|----------|---------------------|--|-------|-------|---|-------|-------|
| | | B | m_1 | m_2 | B | m_1 | m_2 |
| ТВДД | > 5 | 38 | 0,8 | 0,5 | 27,5 | 1,0 | 0,5 |
| и ТВД | < 5 | 29 | 0,8 | 0 | 21 | 1,0 | 0 |

Массу редуктора в выражении (5.20) определяют по формуле

$$M_{\text{ред}} = A \frac{N_{\text{в макс}}}{n_{\text{в}}} \left(1 + \frac{1}{i_{\text{ред}}} \right) \cdot k_{\text{рес}}, \quad (5.21)$$

где $n_{\text{в}}$ — частота вращения воздушного винта (винтовентилятора), $i_{\text{ред}}$ — передаточное число редуктора ($i_{\text{ред}} = 10 \dots 16$ для ТВД и $i_{\text{ред}} = 8 \dots 10$ для ТВВД, при этом большие значения $i_{\text{ред}}$ соответствуют двигателям меньшей размерности);

$A \cong 60$ — для современных редукторов;

$A \cong 56$ — для перспективных редукторов.

Допустимо принимать $n_{\text{в}} \cong 2000 \text{ мин}^{-1}$ при $N_{\text{в вкл}} < 1000 \text{ кВт}$;

$n_{\text{в}} \cong 1500 \text{ мин}^{-1}$ при $1000 < N_{\text{в вкл}} < 5000 \text{ кВт}$;

$n_{\text{в}} \cong 900 \text{ мин}^{-1}$ при $N_{\text{в вкл}} \geq 5000 \text{ кВт}$.

Для винтовентилятора указанные значения $n_{\text{в}}$ увеличиваются в 1,1 ... 1,2 раза.

Из расчета взлетного режима для проектируемого ТВВД известны следующие параметры в САУ, необходимые для расчета его массы (см. табл. 5.1 и 5.2): $\pi_{\text{к вкл}} = 20,69$; $G_{\text{в вкл}} = 28,64 \text{ кг/с}$; $N_{\text{в вкл}} = 10483,3 \text{ кВт}$. По ним, в соответствии с табл. 5.3, определяются коэффициенты в формуле массы ТВВД (5.20): $B = 27,5$; $m_1 = 1$; $m_2 = 0,5$. Для $T_{\text{г макс}}^* = 1650 \text{ К}$ по (3.13) определяется коэффициент $k_{\text{г}} = [1 + 2 \cdot 10^{-4}(1650 - 1200)] = 1,09$. Принимаем $\Gamma_{\text{ис}} = 1990 \text{ г}$. и по рис. 3.7 определяем величину $k_{\text{с}} = 0,95$. Для заданной величины назначенного ресурса $\tau = 10000 \text{ ч}$. с учетом рекомендаций к (3.12) принимаем величину $k_{\text{рес}} = 1,05$. В соответствии с формулой (5.20) вычисляем массу $M_{\text{гтд}}$:

$$M_{\text{гтд}} = 27,5 \cdot 28,64 (20,69^{0,286} - 1)^{0,5} \cdot 1,09 \cdot 0,95 \cdot 1,05 = 1005 \text{ кг}.$$

Масса редуктора согласно (5.21)

$$M_{\text{ред}} = 56 \frac{10483,3}{1100} \left(1 + \frac{1}{8,5} \right) \cdot 1,05 = 596 \text{ кг}$$

(принимаем $n_{\text{в}} = 1100 \text{ мин}^{-1}$, $k_{\text{рес}} = 1,05$, $i_{\text{ред}} = 8,5$).

При приближенных оценках $M_{\text{ред}}$ допустимо принимать $N_{\text{в макс}} \approx 0,9 \dots 0,95 N_{\text{э макс}}$.

Масса двигателя

$$M_{\text{дв}} = M_{\text{гтд}} + M_{\text{ред}} = 1005 + 596 = 1601 \text{ кг}.$$

Удельная масса двигателя вычисляется по формуле

$$\gamma_{\text{дв}} = M_{\text{дв}} / N_{\text{э вкл}}. \quad (5.22)$$

Для проектируемого ТВВД в условиях взлета имеем

$$\gamma_{\text{дв}} = 1601 / 11008 = 0,145 \text{ кг/экВт} (0,107 \text{ кг/элс}).$$

5.6. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВАРИАНТОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ТВВД В СИСТЕМЕ ДПС. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА

Расчет показателей эффективности сравниваемых вариантов ТВВД производится на основе полученных для них величин основных проектных данных по методикам и рекомендациям, изложенным в разд. 1.5. При этом основными исходными данными для расчета технико-экономических критериев, характеризующих эффективность проектируемого двигателя в системе ЛА, являются:

$$n_{\text{дв}} = 2; \quad M_{\text{дв}} = 1601 \text{ кг} (M_{\text{ред}} = 596 \text{ кг}, M_{\text{ггд}} = 1005 \text{ кг});$$

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,145 \text{ кг/экВт}; \quad \tau = 10000 \text{ ч}; \quad P_{\text{ТВВД кр}} = 22,35 \text{ кН};$$

$$c_{\text{уд кр}} = 50,29 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч} (\text{при } M = 0,8; \quad H = 11 \text{ км}); \quad L_{\text{п}} = 3500 \text{ км}.$$

5.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки для ТВВД (ТВД) определяется следующим образом:

$$M_{\text{су}} = n_{\text{дв}} (M_{\text{ггд}} k_{\text{су}} + M_{\text{в}} + M_{\text{ред}}), \quad (5.23)$$

где по статистическим данным $k_{\text{су}} = 1,35 \dots 1,45$;

$M_{\text{ггд}}$ определяется по формуле (5.20); $M_{\text{ред}}$ — по (5.21).

Масса винтовентилятора (воздушного винта)

$$M_{\text{в}} = c_1 P_{\text{в вкл}}, \quad (5.24)$$

где $c_1 = 9,5 \dots 10 \text{ кг/кН}$ — для современных (дюралевых) воздушных винтов;

$c_1 = 5 \dots 6 \text{ кг/кН}$ — для перспективных винтовентиляторов из композитных материалов.

Величина $P_{\text{в вкл}}$ определяется в соответствии с уравнением (5.17).

Принимая $c_1 = 6 \text{ кг/кН}$, вычисляем массу винтовентилятора для проектируемого ТВВД:

$$M_{\text{в}} = 6 \cdot 125,5 = 753 \text{ кг}.$$

Тогда по уравнению (5.23) имеем

$$M_{\text{су}} = 2 (1005 \cdot 1,45 + 753 + 596) = 5612 \text{ кг}.$$

Необходимое количество топлива на ЛА

$$M_{\text{т ЛА}} = n_{\text{дв}} \bar{G}_{\text{топ}} c_{\text{уд кр}} P_{\text{ТВВД кр}} \left(\frac{L_{\text{п}}}{V_{\text{Т}}} + t_{\text{из}} \right) =$$

$$= 2 \cdot 1,06 \cdot 50,29 \cdot 22,35 \left(\frac{3500}{790} + 1 \right) = 12933 \text{ кг},$$

где $P_{\text{ТВД,тр}}$ соответствует режиму $N_3 = 6600$ кВт; $t_{\text{нз}} = 1$ ч — по рекомендации к формуле (1.20); $V_{\text{т}} = \bar{V}_{\text{т}} \cdot 3,6 \cdot a \cdot M_{\text{н}} = 0,93 \cdot 3,6 \cdot 20,05 \sqrt{216,7 \cdot 0,8} = 0,93 \cdot 850 = 790$ км/ч, а величины $\bar{V}_{\text{т}} = 0,93$ и $G_{\text{моп}} = 1,06$ определяются в зависимости от $L_{\text{п}}$ по рис. 1.5.

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{\text{су+т}} = M_{\text{су}} + \bar{M}_{\text{мс}} M_{\text{нЛА}} = 5612 + 1,05 \cdot 12933 = 19191 \text{ кг,}$$

где величина $\bar{M}_{\text{мс}} = 1,05$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

5.6.2. Расчет взлетной массы ЛА

$$\text{Взлетная масса ЛА} — M_0 = \frac{M_{\text{су+т}}}{1 - \bar{M}_{\text{пл}}^* - \bar{M}_{\text{кн}}} = \frac{19191}{1 - 0,55 - 0,2} = 76764 \text{ кг,}$$

где принимаем $\bar{M}_{\text{пл}}^* = 0,55$ и $\bar{M}_{\text{кн}} = 0,2$ — по рекомендациям к формуле (1.17).

Проверяется величина полученной стартовой тяговооруженности ЛА:

$$\mu_{\text{взл}} = \frac{P_{\text{ТВД,взл}} n_{\text{дв}}}{M_0 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = \frac{131,8 \cdot 2}{76764 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = 0,35.$$

Сопоставляя ее с необходимыми значениями тяговооруженности для данного вида ЛА, указанными в рекомендациях к формуле (1.21), убеждаемся в том, что полученная величина M_0 удовлетворительно согласуется с заданной величиной тяги (размером) проектируемого двигателя.

5.6.3. Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т · км

Затраты топлива на 1 т · км

$$C_{\text{т.км}} = \frac{M_{\text{нЛ}}}{M_{\text{кн}} L_{\text{п}} \cdot 10^{-3}} = \frac{G_{\text{моп}} c_{\text{уд кр}} P_{\text{ТВД кр}} n_{\text{дв}}}{M_{\text{кн}} V_{\text{т}} \cdot 10^{-3}} = \frac{1,06 \cdot 50,29 \cdot 22,35 \cdot 2}{15353 \cdot 790 \cdot 10^{-3}} = 0,196 \text{ кг/т · км,}$$

где $M_{\text{кн}} = M_0 \bar{M}_{\text{кн}} = 76764 \cdot 0,2 = 15353$ кг, а величина $M_{\text{нЛ}}$ соответствует расходу топлива при полете на расчетную дальность $L_{\text{п}}$ (т. е. $M_{\text{нЛ}} = M_{\text{нЛА}} - M_{\text{нз}}$).

Проверяется соответствие полученной топливной экономичности ЛА заданию (разд. 5.1). В данном примере полученная величина $C_{\text{т.км}}$ удовлетворяет заданному ограничению: $C_{\text{т.км}} \ll \ll 0,20$ кг/т · км. При невыполнении заданного ограничения выбирают другие значения $\bar{M}_{\text{пл}}^*$ или $\bar{M}_{\text{кн}}$ либо другой вариант параметров рабочего процесса ТВВД (ТВД).

5.6.4. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя

Среднесовокупная цена серийного экземпляра проектируемого двигателя (вместе с винтовентилятором)

$$S_{\text{дв}} = S_M^{\text{уд}} M_{\text{дв}} k_{\Gamma_{\text{нс}}} k_{z_{\text{дв}}} + S_B^{\text{уд}} M_B = 1065 \cdot 1601 \cdot 1,033 \cdot 0,375 + 25 \cdot 753 = 679324 \text{ р},$$

где величина $S_M^{\text{уд}} = 1065 \text{ р/кг}$ и величины коэффициентов $k_{\Gamma_{\text{нс}}} = 1,033$, $k_{z_{\text{дв}}} = 0,375$ принимают по рис. 1.6 и 1.7 в зависимости от удельной массы двигателя ($\gamma_{\text{дв}} = 0,145 \text{ кг/экВт}$), года начала серийного производства и необходимого количества двигателей для проектируемого парка ЛА. В примере принято $\Gamma_{\text{нс}} = 1990 \text{ г}$, $z_{\text{дв}} = 2000$. Величина $S_B^{\text{уд}} = 25 \text{ р/кг}$ выбрана по рекомендациям к формуле (1.25).

Удельные затраты на опытно-конструкторские работы

$$S_{\text{окр}}^{\text{уд}} = \frac{150 S_{\text{дв}}}{z_{\text{дв}}} = \frac{150 \cdot 679324}{2000} = 50945 \text{ р/дв}.$$

Затраты на ремонт двигателя

$$S_{\text{рем}} = 0,6 S_{\text{дв}} = 0,6 \cdot 679324 = 407594 \text{ р},$$

где коэффициент 0,6 берется по рекомендациям к формуле (1.28).

Затраты на техническое обслуживание за жизненный цикл двигателя

$$S_{\text{то}} = A_{\text{то дв}} \cdot \tau = 18,3 \cdot 10000 = 183000 \text{ р},$$

где удельные затраты $A_{\text{то дв}} = 18,3 \text{ р/ч}$ берутся по рис. 1.8 в зависимости от величины взлетной мощности $N_{\text{э взл}}$.

Затраты на ГСМ

$$S_{\text{ГСМ}} = S_{\text{ГСМ}}^{\text{уд}} \bar{G}_{\text{топ}} c_{\text{уд кр}} P_{\text{ТВД кр}} \tau = 0,083 \cdot 1,06 \cdot 50,29 \cdot 22,35 \cdot 10000 = 988879 \text{ р},$$

где в соответствии с (1.30) принимается $S_{\text{ГСМ}}^{\text{уд}} = 0,083 \text{ р/кг}$ [4].

Затраты на эксплуатацию двигателя

$$S_{\text{экс}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{то}} + S_{\text{ГСМ}} = 406682 + 183000 + 988879 = 1579473 \text{ р}.$$

Стоимость жизненного цикла двигателя

$$S_{\text{ж дв}} = S_{\text{окр дв}} + S_{\text{дв}} + S_{\text{экс}} = 50945 + 679324 + 1579473 = 2309742 \text{ р}.$$

Рассчитав величины показателей эффективности для 2...3 вариантов параметров двигателя, выбирают оптимальный вариант. В данном случае тот, который обеспечивает наименьшую величину $S_{\text{ж дв}}$, удовлетворяет требованию по критерию $C_{\text{ТКМ}}$ и рационален конструктивно и технологически.

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ

6.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД

Рассмотрим в качестве примера следующий вариант дипломного задания на проектирование турбовального ГТД (ТВад) для вертолета.

Заданные режимы работы двигателя:

$N_{e \text{ макс}} = N_{e \text{ взл}} = 1240 \text{ кВт}$ (1685 л. с.) при $H = 0$, $V = 0$, САУ;
 $N_{e \text{ кр}} = 870 \text{ кВт}$ в условиях полета при $H = 0,5 \text{ км}$, $V_{\text{п}} = 250 \text{ км/ч}$, САУ.

Заданный прототип двигателя — вертолетный ГТД «Макла» фирмы ТУРБОМЕКА [8].

Заданный прототип ЛА — вертолет SA.332 «Супер Пума» фирмы АЭРОСПАСЬЯЛЬ [25].

Расчетная дальность полета ЛА — $L_{\text{п}} = 400 \text{ км}$.

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной (при $t_{\text{п}} = 30^\circ\text{C}$) — $T_{\text{г макс}}^* = 1370 \text{ К}$;

удельные затраты топлива ЛА $C_{\text{т км}} \leq 1,0 \text{ кг/т} \cdot \text{км}$ при $S_{\text{ж ЛА}} \rightarrow \text{min}$;

назначенный ресурс $\tau = 6000 \text{ ч}$.

При упрощении задачи, в случае, когда для проектируемого ТВад известна необходимая величина c_e в условиях крейсерского полета, в данном варианте вместо технико-экономических показателей ЛА ($C_{\text{т км}}$ и т. п.) может быть, например, задано: $c_{e \text{ кр}} \leq 0,33 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$ (0,243 кг/л.с.ч); $M_{\text{дв}} \leq 255 \text{ кг}$.

При наиболее упрощенной постановке задачи (типичной при курсовом проектировании) вариант этого задания может быть сформулирован таким образом.

Заданный режим работы двигателя — $N_{e \text{ макс}} = 1240 \text{ кВт}$ при $H = 0$, $M = 0$, САУ.

Заданный прототип двигателя — вертолетный ГТД «Макла» фирмы ТУРБОМЕКА.

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной

$T_{\text{г макс}}^* \leq 1370 \text{ К}$;

удельный расход топлива на взлетном режиме $c_e \leq 0,32 \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$ (0,236 кг/л.с.ч);

назначенный ресурс $\tau = 6000 \text{ ч}$.

6.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД

Конструктивную схему проектируемого турбовального двигателя принимаем по прототипу — с однокаскадным осецентрированным компрессором и свободной силовой турбиной (рис. 6.1). В соответствии с рекомендациями разд. 1.3 в качестве расчетного режима для проектируемого вертолетного ГТД принимаем

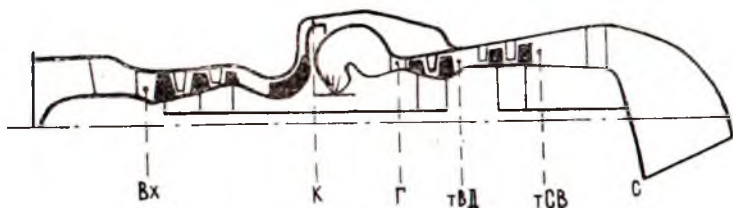


Рис. 6.1. Схема проточной части вертолетного ГТД-прототипа [8]

взлетный режим при $H = 0$, $V = 0$, САУ. Учитывая, что при сохранении $N_e \approx \text{const}$ температура $T_{Г\text{взл}}^*$ в САУ должна быть примерно на $50...75^\circ$ меньше, чем $T_{Г\text{max}}^*$ при $t_{II} = 30^\circ\text{C}$, примем, что $T_{Г\text{взл}}^* \approx T_{Г\text{max}}^* - 65^\circ = 1370 - 65 = 1305 \text{ K}$. Предварительный выбор оптимальных значений π_k производится на основе типовых зависимостей, приведенных на рис. 6.2 для ТВаД с $N_{e\text{взл}} > 500 \text{ кВт}$ и малоразмерных ТВаД ($G_{в\text{пр}} < 3 \text{ кг/с}$, $N_{e\text{взл}} \leq 500 \text{ кВт}$). При этом учет влияния расчетной величины дальности полета на величину $\pi_{k\text{opt}}$ осуществляется с помощью зависимости, приведенной на рис. 6.3.

Для рассматриваемого примера задания по величине $T_{Г\text{взл}}^* = 1305 \text{ K}$ и расчетному значению дальности полета ($L_{II} = 400 \text{ км}$) с помощью зависимостей рис. 6.2 и 6.3 можно выбрать в качестве расчетных несколько вариантов оптимальных значений π_k . Например (см. рис. 6.2):

I вариант

$$\pi_{kr} = 8,1,$$

II вариант

$$\pi_{kr} = 10,$$

III вариант

$$\pi_{kr} = 12.$$

Учитывая, что в случае осецентрированных компрессоров величина $\eta_k^* \cong 0,79...0,80$ — для ТВаД с $N_{e\text{взл}} > 500 \text{ кВт}$ и $\eta_k^* \cong 0,77...0,79$ — для малоразмерных ТВаД ($N_{e\text{взл}} \leq 500 \text{ кВт}$; $G_{в\text{пр}} < 3 \text{ кг/с}$), принимаем $\eta_k^* = 0,79$. Таким образом, основываясь на схеме проточной части прототипа (см. рис. 6.1), а также принимая во внимание значения основных параметров рабочего процесса проектируемого двигателя (π_k и $T_{Г\text{max}}^*$) и реко-

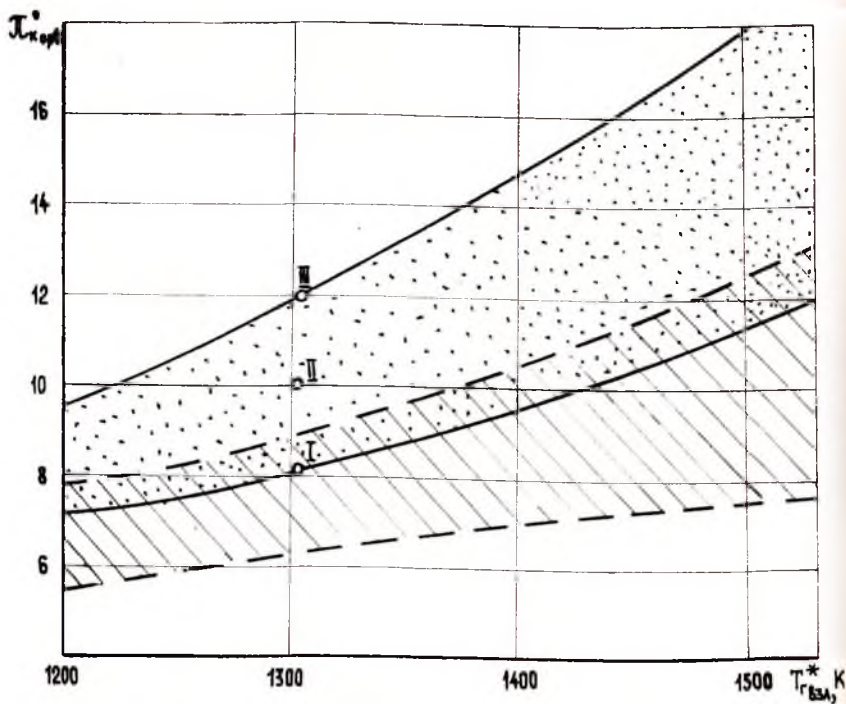


Рис. 6.2. Типовая зависимость от температуры $T_{ГСА}^*$ оптимальных по критерию M_0 значений π_k для взлетного режима в САУ вертолетных ГТД при расчетной дальности полета $L_{п} = 400$ км и $\Delta y = 1\%$: ———— — ТВаД с $N_{e \max} > 500$ кВт; - - - - малоразмерные ТВаД ($N_{e \max} \leq 500$ кВт, $G_{в пр} < 3$ кг/с)

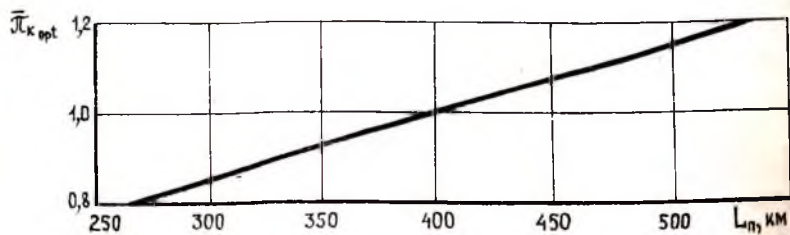


Рис. 6.3. Влияние расчетной дальности полета в САУ на величину $\pi_{k \text{ opt}}$:
 $\bar{\pi}_{k \text{ opt}} = \pi_{k \text{ opt}}^0 \pi_{k \text{ opt}}$

мендации главы 2, можно выбрать, например, для II варианта следующие величины к.п.д. компрессора, ступеней турбины, коэффициентов потерь и π_c :

$$\begin{aligned} \sigma_{вх} &= 0,98; & \eta_{m\text{тк}} &= 0,985; & v_{охл\text{са}} &= 0,985; & v_{ут} &= 0,99; \\ \sigma_{кв} &= 0,95; & \eta_{m\text{св}} &= 0,98; & v_{охл\text{рк}} &= 0,985; & \eta_{ст\text{тк}}^* &= 0,91; \\ \eta_r &= 0,98; & \eta_r^* &= 0,79; & \pi_c &= 1,05; & \eta_{ст\text{св}}^* &= 0,915. \end{aligned}$$

Величина $\eta_{м\text{св}}$ выбрана для варианта проектируемого ТВаД с редуктором. Выбранные значения к.п.д. ступеней турбин соответствуют оптимально нагруженным (неохлаждаемым) ступеням (табл. 2.2). Для силовой турбины при этом выбран вариант РК с бандажными полками. В соответствии с рекомендациями к формуле (2.21) оценим величины $\eta_{тк}^*$ и $\eta_{т\text{св}}^*$.

Для $T_{г\text{max}}^* = 1370 \text{ К}$ влияние охлаждения рабочих колес на к.п.д. турбины компрессора оцениваем следующим образом. Определяем величину

$$\begin{aligned} \bar{G}_{в\text{охл}\text{рк}} &= (1 - v_{охл\text{рк}}) + (1 - v_{ут}) = \\ &= (1 - 0,985) + (1 - 0,99) = 0,025. \end{aligned}$$

По рис. 2.5 для $\bar{G}_{в\text{охл}\text{рк}} = 0,025$ выбираем: $\Delta \eta_{т\text{охл}}^* = 0,012$.

Величину $\eta_{т}^*/\eta_{ст}^* = 1,0065$ для турбины компрессора определяют по рис. 2.4, основываясь на величинах $\eta_{ст}^* = 0,91$, $z_{тк} = 2$ и $\pi_{тк} = 2,86$. Здесь величина $\pi_{тк}$ оценена с помощью приближенной формулы

$$\pi_{тк} = (T_{г}^*/T_{г\text{св}}^*)^{\frac{k_{г}}{(k_{г}-1)\eta_{ст}^*}},$$

где по (2.20) $T_{г\text{св}}^* \cong 350 + 0,52 T_{г}^* = 350 + 0,52 \cdot 1305 = 1028 \text{ К}$.

Для определения влияния на $\eta_{тк}^*$ абсолютных размеров турбины оценим величину $A_{тк}$. Для этого при $T_{г}^* = 1305 \text{ К}$ и $\pi_{к} = 10$ определим по типовым зависимостям $N_{е\text{уд}} = f(T_{г}^*, \pi_{к})$ [10, с. 152], ожидаемую при $H = 0$, $V = 0$, САУ величину удельной мощности $N'_{е\text{уд}} \cong 270 \text{ л.с}\cdot\text{с/кг} = 199 \text{ кВт}\cdot\text{с/кг}$.

$$\text{Тогда } G'_в \cong \frac{N_{е\text{зад}}}{N'_{е\text{уд}}} = \frac{1240}{199} = 6,24 \text{ кг/с}.$$

При этом получим

$$A_{тк} \cong \frac{G'_в \sqrt{R_{г}} 10^3 T_{г}^*}{P_{н}^* \cdot 10^3 \cdot \sigma_{вх} \pi_{к} \sigma_{кв}} = \frac{6,24 \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1305}}{101,33 \cdot 10^3 \cdot 0,98 \cdot 10,0 \cdot 0,95} = 0,0040 \text{ м}^2.$$

По рис. 2.7 для величины $A_{тк} \cong 0,0040$ принимаем $\Delta \eta_{т\text{А}}^* = 0,03$.

В результате для расчетного режима турбины компрессора в соответствии с (2.21) получим:

$$\eta_T^* = \eta_{CT}^* (\eta_T^* / \eta_{CT}^*) - \Delta \eta_{T_{OxL}}^* - \Delta \eta_{T_A}^* =$$

$$= 0,91 \cdot 1,0065 - 0,012 - 0,03 = 0,874.$$

Аналогичным образом для свободной турбины ($z_T=2, \eta_{CT}^*=0,915$) по величинам $T_{ГCB}^* = 1028 \text{ К}$; $A_{T_{CB}}, \pi_{T_{CB}}$ принимаем $\Delta \eta_{T_{OxL}}^* = 0$,

$$\Delta \eta_{T_A}^* = 0,009, \frac{\eta_T^*}{\eta_{CT}^*} = 1,0054, \text{ где по приближенной оценке}$$

$$A_{T_{CB}} \cong \frac{\pi_{TK} G_B \sqrt{10^3 R_G T_{ГCB}^*}}{P_{II}^* 10^3 \sigma_{ВХ} \sigma_{КС} \pi_K} = \frac{2,86 \cdot 6,24 \sqrt{10^3 \cdot 0,2872 \cdot 1028}}{101,33 \cdot 10^3 \cdot 0,98 \cdot 0,95 \cdot 10} =$$

$$= 0,0103 \text{ м}^2,$$

$$\pi_{T_{CB}} \cong \frac{\sigma_{ВХ} \pi_K \sigma_{КС}}{\pi_C \pi_{TK}} = \frac{0,98 \cdot 10 \cdot 0,95}{1,05 \cdot 2,86} = 3,1.$$

Учитывая широкий диапазон рабочих режимов свободной турбины, ее нагруженность на взлетном режиме принимают большей, чем оптимальная, так, чтобы оптимальная нагруженность соответствовала крейсерскому режиму. Соответственно ее к.п.д. на взлетном режиме обычно понижается на 0,5 ... 1,5%. Примем $\Delta \eta_{T_{ВЗЛ}}^* = 0,01$. В результате для расчетного режима ТВаД получим $\eta_{T_{CB}}^* = \eta_{CT}^* (\eta_T^* / \eta_{CT}^*) - \Delta \eta_{T_{OxL}}^* - \Delta \eta_{T_A}^* - \Delta \eta_{T_{ВЗЛ}}^* =$

$$= 0,915 \cdot 1,0054 - 0 - 0,009 - 0,01 = 0,901.$$

Значения величин $\pi_K, T_{Г}^*, C_B, \eta_{T_{CB}}^*$ и π_C на режимах крейсерского полета оцениваются в первом приближении с помощью типовых расчетных закономерностей для ВСХ вертолетных ГТД, приведенных на рис. 6.4.

Для этого по рис. 6.4,а для $\bar{N}_{e_{кр}} = N_{e_{кр}} / N_{e_p} = \frac{870}{1240} = 0,70$ определяются величины $\bar{T}_Г = T_{Гкр}^* / T_{Гp}^* = 0,903$, а также $\bar{\pi}_K = 0,855$; $\bar{C}_B = 0,9$; $\bar{\pi}_C = 0,99$; $\eta_{T_{CB}}^* = 1,009$.

Тогда, например, для II варианта параметров проектируемого двигателя ($\pi_{кр} = 10$) с помощью этих коэффициентов пересчета получаем следующие значения $\pi_K, T_{Г}^*, G_B$ и др. параметров на режимах крейсерского полета:

$$\pi_{K_{кр}} = \pi_{K_p} \bar{\pi}_K = 10 \cdot 0,855 = 8,55;$$

$$T_{Гкр}^* = T_{Гp}^* \bar{T}_Г = 1305 \cdot 0,903 = 1179 \text{ К};$$

$$\pi_{C_{кр}} = \pi_{C_p} \bar{\pi}_C = 1,05 \cdot 0,99 = 1,04;$$

$$\eta_{T_{CB}}^* = \eta_{T_{CBp}}^* \bar{\eta}_{T_{CB}}^* = 0,901 \cdot 1,009 = 0,909.$$

Величина η_K^* на крейсерском режиме может быть оценена в первом приближении по рис. 2.1 в зависимости от величин

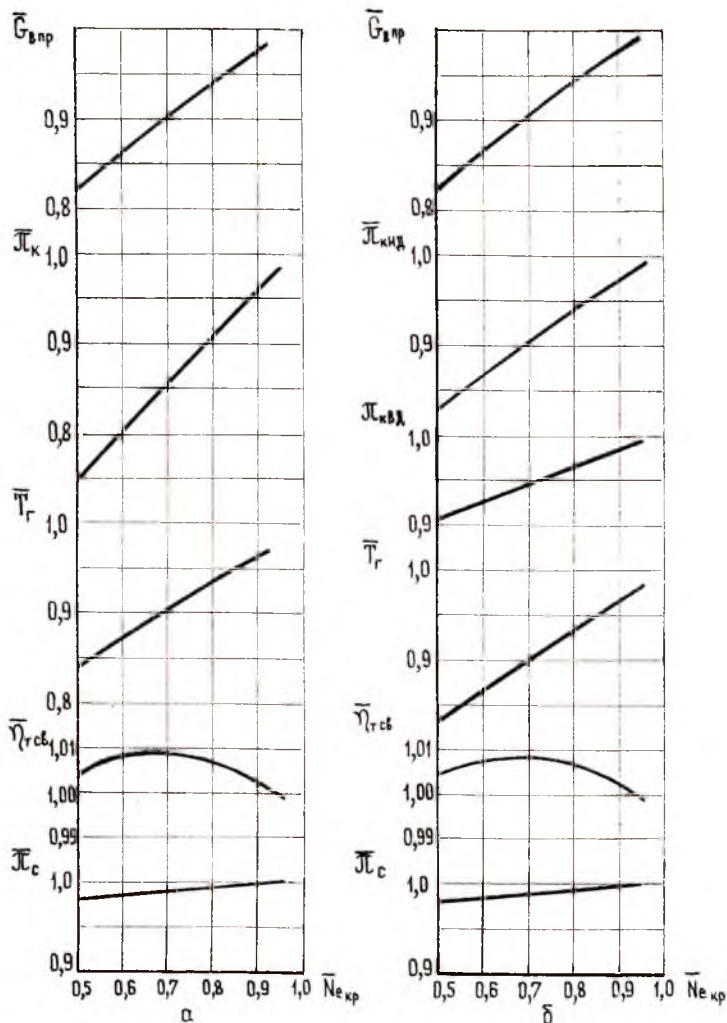


Рис. 6.4. Взаимосвязь между параметрами вертолетного ГТД на крейсерском режиме ($H_{п} = 0 \dots 0,5$ км, $V_{п} = 150 \dots 250$ км/ч) и на расчетном (взлетном) режиме ($H_{п} = 0$, $V_{п} = 0$) при различных соотношениях мощностей $N_{e\text{кр}} = N_{e\text{кр}i} / N_{e\text{взл}}$: а — однокаскадный турбокомпрессор; б — двухкаскадный турбокомпрессор ($\bar{T}_г = T_{г\text{кр}i}^* / T_{г\text{р}}^*$; $\bar{\pi}_к = \pi_{к\text{кр}i} / \pi_{к\text{р}}$; $\bar{\pi}_с = \pi_{с\text{кр}i} / \pi_{с\text{р}}$ и т. д.).

$\bar{\sigma}_{в пр}$ и $\pi_{кр}$ по формуле $\eta_{кр}^* = \bar{\eta}_{кр}^* \eta_{кр}$. Так, например, для режима крейсерского полета ($\bar{\sigma}_{в пр} = 0,9$ при $\pi_{кр} = 10$) по рис. 2.1 получаем $\bar{\eta}_{кр} = 1,01$, следовательно, $\eta_{кр}^* = 0,79 \cdot 1,01 = 0,798$.

6.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ

В случае выбора двухкаскадной схемы турбокомпрессора для расчета заданных режимов работы проектируемого ТВаД необходимо предварительно оценить величины параметров рабочего процесса и к.п.д. в каскадах компрессора и турбины. Предварительное распределение работы между каскадами НД и ВД на расчетном режиме осуществляется по методике, изложенной в разд. 1.4.

В выполненных конструкциях ТВаД двухкаскадные турбокомпрессоры применяются при $\pi_{кз} \geq 12 \dots 17$. Так, например, в случае выбора III варианта параметров ТВаД ($\pi_{кзр} = 12$), принимая компрессор НД осевым, а компрессор ВД центробежным и выбирая $Y_{твд}^* = 0,6$ и $Y_{тид}^* = 0,5$; $\eta_{твд}^* = 0,87$; $\eta_{тид}^* = 0,88$; $\eta_{кнд}^* = 0,81$ и $\eta_{квд}^* = 0,8$, получим для взлетного режима:

$$\begin{aligned} \pi_{кнд} &= 4,04; & U_{тид} &= 317,1 \text{ м/с}; & z_{тид} &= 1; \\ \pi_{квд} &= 2,97; & U_{твд} &= 397,5 \text{ м/с}; & z_{твд} &= 1. \end{aligned}$$

На основе этих исходных данных производится проектный термогазодинамический расчет ТВаД при $H_p = 0$, $V_p = 0$, а указанные значения параметров нагруженности турбин ($Y_{твд}^*$ и $Y_{тид}^*$) и величины окружных скоростей ($U_{твд}$, $U_{тид}$) используются впоследствии при расчете ВСХ и в качестве начальных приближений при проектировании турбокомпрессора.

Для крейсерского режима в условиях полета $H_p = 0,5$ км; $V_p = 250$ км/ч, значения величин $\pi_{кнд}$, $\pi_{квд}$, а также π_c , T_r^* и др. оцениваются в первом приближении, как и в случае однокаскадного турбокомпрессора, с помощью типовых расчетных закономерностей, приведенных на рис. 6.4. Так, например, основываясь на заданной величине $\bar{N}_{скр} = N_{скр} / N_{евзл} = 0,7$, по рис. 6.4,б определяются величины $\bar{\pi}_{кнд} = 0,905$; $\bar{\pi}_{квд} = 0,945$, $\bar{T}_r = 0,9$; $\bar{\sigma}_{в пр} = 0,905$; $\bar{\pi}_c = 0,99$; $\bar{\eta}_{т св} = 1,009$. С помощью этих коэффициентов получаем:

$$\pi_{кнд кр} = \pi_{кнд р} \bar{\pi}_{кнд} = 4,04 \cdot 0,905 = 3,66;$$

$$\pi_{квд кр} = \pi_{квд р} \bar{\pi}_{квд} = 2,97 \cdot 0,945 = 2,81;$$

$$\pi_{кз кр} = \pi_{кнд} \pi_{квд} = 3,66 \cdot 2,81 = 10,28;$$

$$T_{\Gamma \text{кр}}^* = T_{\Gamma \text{взд}}^* T_{\Gamma} = 1305 \cdot 0,9 = 1173 \text{ К};$$

$$\pi_{\text{с кр}} = \pi_{\text{с р}} \bar{\pi}_{\text{с}} = 1,05 \cdot 0,99 = 1,04;$$

$$\eta_{\Gamma \text{св}}^* = \eta_{\Gamma \text{св р}}^* \bar{\eta}_{\Gamma \text{св}} = 0,901 \cdot 1,009 = 0,909.$$

Величины к.п.д. $\eta_{\text{квд}}^*$, $\eta_{\text{кнд}}^*$ на крейсерском режиме оцениваются по формуле $\eta_{\text{к}}^* = \eta_{\text{к р}}^* \bar{\eta}_{\text{к}}$, где значения $\bar{\eta}_{\text{к}}$ для осевого компрессора НД определяют по рис. 2.1 в зависимости от величин $\pi_{\text{к р}}$ и $\bar{G}_{\text{в пр}}$. Для центробежных компрессоров ВД допустимо принимать $\bar{\eta}_{\text{к}} \cong 1,0$. Таким образом, для режима крейсерского полета ($\bar{G}_{\text{в пр}} = 0,905$ при $\pi_{\text{кнд р}} = 4,04$) получим: $\bar{\eta}_{\text{кнд}} = 0,985$; $\eta_{\text{квд}}^* \approx 1,0$. Тогда $\eta_{\text{кнд}}^* = 0,81 \cdot 0,985 = 0,8$ и $\eta_{\text{квд}}^* = 0,8$.

В табл. 6.1 в качестве примера приводятся результаты предварительной оценки исходных данных к термогазодинамическим расчетам в САУ вариантов проектируемого ТВаД со свободной турбиной и однокаскадным компрессором ($\pi_{\text{к р}} = 10$) и двухкаскадным компрессором ($\pi_{\text{к с р}} = 12$) на взлетном ($H = 0$, $V = 0$) и крейсерском ($H_{\text{п}} = 0,5$ км, $V_{\text{п}} = 250$ км/ч) режимах.

Таблица 6.1

| Параметры | Величины параметров на заданных режимах | | | |
|-----------------------------|--|-------|---|-------|
| | $H = 0$, $V = 0$, $N_e = 1240$ кВт | | $H = 0,5$ км $V = 250$ км/ч $N_e = 870$ кВт | |
| T_{Γ}^* , К | 1305 | | 1179 | 1173 |
| $\pi_{\text{к с}}$ | 10 | 12 | 8,55 | 9,77 |
| $\pi_{\text{кнд}}$ | 10 | 4,04 | 8,55 | 3,555 |
| $\eta_{\text{кнд}}^*$ | 0,79 | 0,81 | 0,798 | 0,8 |
| $\pi_{\text{квд}}$ | — | 2,79 | — | 2,747 |
| $\eta_{\text{квд}}^*$ | — | 0,8 | — | 0,8 |
| $\eta_{\text{гвд}}^*$ | 0,874 | 0,87 | 0,874 | 0,87 |
| $\eta_{\text{гнд}}^*$ | — | 0,88 | — | 0,88 |
| $\eta_{\Gamma \text{св}}^*$ | 0,901 | 0,901 | 0,909 | 0,909 |
| $\pi_{\text{с}}$ | 1,05 | 1,05 | 1,04 | 1,04 |
| $\bar{G}_{\text{в пр}}$ | 1,0 | 1,0 | 0,9 | 0,88 |

6.4. ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЗАДАННЫХ РЕЖИМАХ

При составлении методики исходного проектного расчета ТВаД, кроме формул главы 2, используются следующие уравнения мощностного баланса:

$$N_{\text{ТК}} = N_{\text{к}} / \eta_{\text{м ТК}} \quad (6.1)$$

(или $N_{\text{ТВД}} = N_{\text{квд}} / \eta_{\text{м вл}}$ и $N_{\text{ТНД}} = N_{\text{гнд}} / \eta_{\text{м гнд}}$ — в случае применения двухкаскадного турбокомпрессора), с помощью которых по формуле (2.23) определяют величину $L_{\text{ТК}}^*$.

В табл. 6.2 в качестве примера приводятся основные результаты исходного проектного термогазодинамического расчета для

Таблица 6.2

| Параметры | Номер формулы (рисунок, таблицы) | Результат | | |
|----------------------------------|----------------------------------|-----------------|-------------------------------------|-------------------------|
| | | $H=0, V=0$ | $H=0,5 \text{ км}$ | $V=250 \text{ км/ч}$ |
| | | исходный расчет | начальное приближение | окончательный результат |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| Входное устройство | | | | |
| $V_{\text{п}}, \text{ м/с}$ | (2.2) | 0 | 69,4 | 69,4 |
| $T_{\text{п}}, \text{ К}$ | САУ [11, 19] | 288,16 | 284,9 | 284,9 |
| $p_{\text{п}}, \text{ кПа}$ | САУ | 101,33 | 95,46 (0,9734 кгс/см ²) | |
| $T_{\text{п}}^*, \text{ К}$ | (2.1) | 288,16 | 287,3 | 287,3 |
| $p_{\text{п}}^*, \text{ кПа}$ | (2.4) | 101,33 | 98,31 | 98,31 |
| $p_{\text{вх}}^*, \text{ кПа}$ | (2.3) | 99,29 | 96,35 | 96,35 |
| $G_{\text{в}}$ | (6.7) | 1,0 | 5,026 | 5,049 |
| Компрессор | | | | |
| $\bar{G}_{\text{в пр}}$ | рис. 6.4 | 1,0 | 0,9 | 0,905 |
| $\pi_{\text{к}}$ | рис. 6.4, (2.22) | 10,0 | 8,55 | 8,561 |
| $\eta_{\text{к}}^*$ | рис. 2.1 | 0,79 | 0,798 | 0,797 |
| $p_{\text{к}}^*, \text{ кПа}$ | (2.8) | 992,96 | 823,7 | 825,2 |
| $L_{\text{к}}^*, \text{ кДж/кг}$ | (2.9) | 340,4*) | 305,6 | 306,3 |
| $T_{\text{к}}^*, \text{ К}$ | (2.11) | 620,6 | 586,7 | 587,4 |
| $N_{\text{к}}, \text{ кВт}$ | (2.10) | 340,4 | 1536 | 1546,5 |

*) 73,58 ккал/кг.

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|------------------------------------|------------------------|-----------------------|------------------------|------------------------|
| Камера сгорания | | | | |
| η_{Γ} | выбирается | 0,98 | 0,98 | 0,98 |
| $\sigma_{\text{КС}}$ | выбирается | 0,95 | 0,95 | 0,95 |
| $q_{\text{м}}$ | (2.12) или рис. 2.3 | 0,0197 | 0,0166 | 0,0166 |
| $G_{\text{м}^*}$, кг/ч | (2.14) | 67,96 | 288,5 | 288,98 |
| p_{Γ}^* , кПа | (2.18) | 943,3 | 782,5 | 783,0 |
| T_{Γ}^* , К | табл. 6.1 и (2.22) | 1305 | 1179 | 1178 |
| Турбина компрессора | | | | |
| $G_{\Gamma \text{ТК}}$, кг/с | (2.16) | 0,9789 | 4,905 | 4,928 |
| $L_{\text{ТК}}^*$, кДж/кг | (2.23) | 353,05 | 317,93 | 318,7 |
| $N_{\text{ТК}}$, кВт | (3.2) | 345,6 | 1559,4 | 1570,6 |
| $\pi_{\text{ТК}}$ | (2.24) | 3,47 | 3,47 | 3,486 |
| $\eta_{\text{ТК}}^*$ | табл. 6.1 | 0,874 | 0,874 | 0,874 |
| $p_{\text{ТК}}^*$, кПа | (2.25) | 271,81 | 225,5 | 224,9 |
| $T_{\text{ТК}}^*$, К | (2.27) | 998,4 | 897,8 | 896,2 |
| $L_{\text{ТК}}$, м ² | (2.22) | $6,36 \cdot 10^{-4}$ | $36,48 \cdot 10^{-4}$ | $36,5 \cdot 10^{-4}$ |
| Свободная турбина | | | | |
| $G_{\Gamma \text{СВ}}$, кг/с | (2.26) | 1,0189 | 5,106 | 5,13 |
| $L_{\text{Т СВ}}^*$, кДж/кг | (2.30) | 216,4 | 173,7 | 173,05 |
| $N_{\text{Т СВ}}$, кВт | (2.31) | 220,5 | 886,9 | 883,6 |
| $\pi_{\text{Т СВ}}$ | (2.29) | 2,555 | 2,272 | 2,267 |
| $\eta_{\text{Т СВ}}^*$ | табл. 6.1 | 0,901 | 0,909 | 0,9095 |
| $p_{\text{Т}}^*$, кПа, | (2.28) | 106,39 | 99,28 | 99,2 |
| $T_{\text{Т}}^*$, К | (2.27) | 810,4 | 744,5 | 743,3 |
| $A_{\text{Т СВ}}$, м ² | (2.22) | $20,07 \cdot 10^{-4}$ | $114,99 \cdot 10^{-4}$ | $115,18 \cdot 10^{-4}$ |
| Выходное устройство | | | | |
| $G_{\Gamma \text{С}}$, кг/с | (2.26) | 1,0189 | 5,106 | 5,13 |
| $\pi_{\text{С}}$ | табл. 6.1 и (2.62) | 1,05 | 1,04 | 1,039 |
| $c_{\text{С}}$, м/с | (2.64) | 115,5 | 98,5 | 97,5 |

варианта ТВаД с $\pi_k = 10$ на расчетном (взлетном) режиме и расчета данных этого двигателя в условиях крейсерского полета (САУ). При расчете параметров крейсерского режима двигателя в качестве начального приближения приняты параметры рабочего процесса, определенные с помощью типовых зависимостей рис. 6.4 (см. табл. 6.1). В отличие от исходного проектного расчета, который производится при $G_B = 1$ кг/с, полетный крейсерский режим рассчитывается при фактическом расходе воздуха, который соответствует расчетным проектным размерам двигателя: $F_{вх}$, A_T , F_c и др. (см. разд. 6.4.2). Величины параметров крейсерского режима, полученные в начальном приближении, уточняют, пользуясь обычной методикой расчета высоко-скоростных характеристик ТВаД [19]. При этом, используя обобщенные характеристики компрессора и свободной турбины и, полагая для турбины компрессора (а у двухкаскадного турбокомпрессора — для турбин ВД и НД) $A_T = \text{const}$, $\eta_T^* \cong \cong \text{const}$, с помощью программы расчета характеристик ГТД на ЭВМ (см. приложение) устраняют невязки по пропускным способностям турбин ($\delta A_{тк}$ и $\delta A_{тсв}$) и по площади выходного сечения сопла (δF_c), сохраняя неизменной величину заданной мощности $N_{екр}$.

6.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ

6.5.1. Определение мощности и удельного расхода топлива ТВаД на расчетном (взлетном) режиме ($H_p = 0$, $V_p = 0$)

Эти параметры вертолетного ГТД определяются по результатам проектного термодинамического расчета рабочего процесса двигателя при $G_B = 1$ кг/с (табл. 6.2).

Удельная мощность на расчетном режиме

$$N_{еул} = L_{тсв}^* G_{тсв} \eta_{тсв} = 216,4 \cdot 1,0189 \cdot 0,98 = 216,07 \text{ кВт} \cdot \text{с/кг}. \quad (6.2)$$

Удельный расход топлива на расчетном режиме

$$c_e = \frac{G'_m}{N_{еул}} = \frac{67,96}{216,07} = 0,3145 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч} (0,231 \text{ кг/л} \cdot \text{с} \cdot \text{ч}), \quad (6.3)$$

где в соответствии с (2.13) и (2.15) для расчета G'_m было принято

$$\begin{aligned} v_{охл \Sigma} &= 1 - [(1 - v_{охл са}) + (1 - v_{охл рк}) + (1 - v_{ут})] = \\ &= 1 - [(1 - 0,985) + (1 - 0,985) + (1 - 0,99)] = 0,96. \end{aligned}$$

6.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя

Необходимый расход воздуха через двигатель на расчетном режиме

$$G_{в\ p} = \frac{N_{е\ вкл}}{N_{е\ ул}} = \frac{1240}{216,07} = 5,739 \text{ кг/с}, \quad (6.4)$$

где расчетную величину $N_{е\ вкл}$ берут из задания на проектирование ГТД.

Основываясь на найденной величине $G_{в\ p}$ и на данных табл. 6.2, определяют расчетные величины проходных сечений и расходов газов в основных элементах проектируемого ГТД:

$$F_{вх} = \frac{G_{в\ p} \sqrt{T_{вх}^*}}{40,4 p_{вх}^* q(\lambda_{вх})} = \frac{5,739 \sqrt{288,16}}{40,4 \cdot 101,33 \cdot 0,865} = 0,02751 \text{ м}^2,$$

где величина $q(\lambda_{вх}) = 0,865$ принята на основе данных табл. 2.1.

$$\begin{aligned} A_{тк} &= A'_{тк} G_{в\ p} = 6,36 \cdot 10^{-4} \cdot 5,739 = 36,5 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\ A_{т\ cв} &= A'_{т\ cв} G_{в\ p} = 20,07 \cdot 10^{-4} \cdot 5,739 = 115,18 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\ G_{г\ тк} &= G'_{г\ тк} G_{в\ p} = 0,9789 \cdot 5,739 = 5,618 \text{ кг/с}; \\ G_{г\ cв} &= G'_{г\ cв} G_{в\ p} = 1,0189 \cdot 5,739 = 5,847 \text{ кг/с}; \\ G_{м\ ч} &= G'_{м\ ч} G_{в\ p} = 67,96 \cdot 5,739 = 389 \text{ кг/ч}, \end{aligned} \quad (6.5)$$

где индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_{в} = 1 \text{ кг/с}$ (см. табл. 6.2).

6.5.3. Определение мощности и удельного расхода топлива на других заданных режимах

Мощность ТВаД на режиме крейсерского полета ($H = 0,5 \text{ км}$, $V = 250 \text{ км/ч}$) вычисляется на основе данных табл. 6.2 по уравнению (2.31):

$$N_{е\ кр} = L_{г\ cв}^* G_{г\ cв} \eta_{м\ cв} = 173,05 \cdot 5,13 \cdot 0,98 = 870 \text{ кВт}. \quad (6.6)$$

При расчете по уравнению (6.6) заданной величины крейсерской мощности при выбранном значении температуры $T_{г\ кр}^*$ расход воздуха в уравнении (2.26а) для $G_{г\ cв}$ определяется по уравнению

$$G_{в\ кр} = G_{в\ p} \frac{P_{н}^*}{101,33} \sqrt{\frac{288,16}{T_{н}^*}} \bar{G}_{в\ p}, \quad (6.7)$$

где величина $G_{в\ p}$ вычисляется по формуле (6.4), а значения $\bar{G}_{в\ p}$ берутся первоначально по рис. 6.4 (см. табл. 6.1).

При несовпадении расчетного и заданного значений $N_{e\text{кр}}$ подбирают на дроссельной характеристике уточненные значения температуры $T_{г\text{кр}}^*$, $\bar{G}_{в\text{пр}}$ и др. параметров рабочего процесса ТВаД с помощью ЭВМ (см. приложение).

Удельный расход топлива

$$c_{e\text{кр}} = \frac{G_{м\text{ч}}}{N_{e\text{кр}}} = \frac{288,98}{870} = 0,332 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч} \text{ (0,244 кг/л.с} \cdot \text{ч)} \quad (6.8)$$

6.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя

Вертолетные двигатели обычно проектируются вместе с так называемым быстроходным редуктором. Однако в отдельных случаях вертолетные ГТД не имеют редуктора. Для вертолетных ГТД обоих типов массу двигателя можно рассчитать по следующему уравнению [11]:

$$M_{дв} = B G_{в\text{взл}}^{m_1} (\pi_{к\text{взл}}^{0,286} - 1)^{m_2} k_{т\text{г}} k_c k_{гес}, \quad (6.9)$$

где коэффициент $k_{т\text{г}}$ вычисляется по формуле (3.13), коэффициент совершенствования массы k_c определяется по рис. 3.7, а коэффициент $k_{гес}$ принимается по рекомендациям к формуле (3.12).

Значения коэффициентов B , m_1 , m_2 в формуле (6.9) для вертолетных ГТД с редуктором и без редуктора берутся из табл. 6.3.

Таблица 6.3

| Тип ГТД | $\pi_{к\text{взл}}$ | $0,5 < G_{в\text{взл}} \leq 5 \text{ кг/с}$ | | | $5 < G_{в\text{взл}} < 50 \text{ кг/с}$ | | |
|----------------------------------|---------------------|---|-------|-------|---|-------|-------|
| | | B | m_1 | m_2 | B | m_1 | m_2 |
| Вертолетные ГТД без редуктора | > 5 | 38 | 0,8 | 0,5 | 27,5 | 1 | 0,5 |
| | < 5 | 29 | 0,8 | 0 | 21 | 1 | 0 |
| Вертолетные ГТД с редуктором | > 5 | 60,6 | 0,8 | 0,33 | 47,7 | 1 | 0,33 |
| | < 5 | 50,7 | 0,8 | 0 | 39,9 | 1 | 0 |

Из расчета взлетного режима проектируемого ГТД при $H=0$, $V=0$, САУ известны следующие величины параметров рабочего процесса, необходимые для расчета его массы (см. табл. 6.2): $\pi_{к\text{взл}} = 10$; $G_{в\text{взл}} = 5,739 \text{ кг/с}$; $T_{г\text{max}}^* = 1370 \text{ К}$. По ним в соответствии с табл. 6.3 определяются коэффициенты к формуле (6.9) для расчета массы вертолетного ГТД (в данном случае — с редуктором): $B = 47,7$; $m_1 = 1$; $m_2 = 0,33$. Затем вычисляется масса двигателя:

$$M_{дв} = 47,7 \cdot 5,739 (10^{0,286} - 1)^{0,33} 1,034 \cdot 0,92 = 47,7 \cdot 5,739 \cdot 0,977 \times 1,034 \cdot 0,92 = 254,4 \text{ кг},$$

где принято $k_{\text{рес}} = 1,0$, величина $k_{\text{тг}} = [1 + 2 \cdot 10^{-4} \cdot (1370 - 1200)] = 1,034$ [см. формулу (3.13)], а величина $k_{\text{с}} = 0,92$ определена по рис. 3.7. (в примере принято $\Gamma_{\text{ис}} = 1980$ г).

Удельная масса двигателя

$$\gamma_{\text{дв}} = M_{\text{дв}} / N_{\text{евэл}} \quad (6.10)$$

Для проектируемого ГТД $\gamma_{\text{дв}} = 254,4/1240 = 0,205$ кг/кВт; (0,151 кг/л.с.).

6.6. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВАРИАНТОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ТВАД В СИСТЕМЕ ТРАНСПОРТНОГО ВЕРТОЛЕТА. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА

Расчет показателей эффективности сравниваемых вариантов ТВАД производится на основе полученных для них величин основных проектных данных по методикам и рекомендациям, изложенным в разд. 1.5. При этом основными исходными данными для расчета технико-экономических критериев, характеризующих эффективность проектируемого двигателя в системе ЛА, являются:

$n_{\text{дв}} = 2$; $M_{\text{дв}} = 254,4$ кг; $\gamma_{\text{дв}} = 0,205$ кг/кВт; $\tau = 6000$ ч;
 $N_{\text{с кр}} = 870$ кВт; $c_{\text{с кр}} = 0,332$ кг/кВт·ч (при $V_{\text{п}} = 250$ км/ч,
 $H = 0,5$ км); $L_{\text{п}} = 400$ км.

6.6.1 Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки $M_{\text{су}} = M_{\text{дв}} k_{\text{су}} n_{\text{дв}} = 254,4 \cdot 1,7 \cdot 2 = 865$ кг,

где величина $k_{\text{су}} = 1,7$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

Необходимое количество топлива на ЛА

$$M_{\text{пл ЛА}} = n_{\text{дв}} \bar{G}_{\text{мон}} c_{\text{с кр}} N_{\text{с кр}} \left(\frac{L_{\text{п}}}{V_{\text{т}}} + t_{\text{пз}} \right) = 2 \cdot 1,03 \cdot 0,332 \cdot 870 \times \\ \times \left(\frac{400}{225} + 0,5 \right) = 1355 \text{ кг,}$$

где $t_{\text{пз}} = 0,5$ ч принимается по рекомендациям к формуле (1.20);

$$V_{\text{т}} = \bar{V}_{\text{т}} V_{\text{кр}} = 0,9 \cdot 250 = 225 \text{ км/ч,}$$

а величины $\bar{V}_{\text{т}} = 0,9$ и $\bar{G}_{\text{мон}} = 1,03$ определяются в зависимости от $L_{\text{п}}$ по рис. 1.5.

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{\text{су} + \text{т}} = M_{\text{су}} + \bar{M}_{\text{ис}} M_{\text{мЛА}} = 865 + 1,07 \cdot 1355 = 2315 \text{ кг},$$

где величина $\bar{M}_{\text{ис}} = 1,07$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

6.6.2. Расчет взлетной массы вертолета

$$\begin{aligned} \text{Взлетная масса вертолета} - M_0 &= \frac{M_{\text{су} + \text{т}}}{1 - \bar{M}_{\text{пл}}^* - \bar{M}_{\text{кп}}} = \\ &= \frac{2315}{1 - 0,42 - 0,31} = 8574 \text{ кг}, \end{aligned}$$

где принимаем $\bar{M}_{\text{пл}}^* = 0,42$ и $\bar{M}_{\text{кп}} = 0,31$ по рекомендациям к формуле (1.17). Проверяется величина полученной стартовой энерговооруженности ЛА:

$$\mu_{\text{взл}} = \frac{n_{\text{лв}} N_{\text{е взл}}}{M_0} = \frac{2 \cdot 1240}{8574} = 0,289 \text{ кВт/кг}.$$

Сопоставляя ее с потребными значениями энерговооруженности для вертолетов, указанными в рекомендациях к формуле (1.21), убеждаемся в том, что полученная величина M_0 удовлетворительно согласуется с заданной величиной мощности (размером) проектируемого двигателя.

6.6.3. Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т·км

Затраты топлива на 1 т·км

$$\begin{aligned} C_{\text{т·км}} &= \frac{M_{\text{мЛ}}}{M_{\text{кп}} \cdot L_{\text{п}} \cdot 10^{-3}} = \frac{\bar{G}_{\text{топ}} c_{\text{е кр}} N_{\text{е кр}} n_{\text{лв}}}{M_{\text{кп}} V_{\text{т}} \cdot 10^{-3}} = \frac{1,03 \cdot 0,332 \cdot 870 \cdot 2}{2658 \cdot 225 \cdot 10^{-3}} = \\ &= 0,995 \text{ кг/т·км}, \end{aligned}$$

где $M_{\text{кп}} = M_0 \bar{M}_{\text{кп}} = 8574 \cdot 0,31 = 2658$ кг, а величина $M_{\text{мЛ}}$ соответствует расходу топлива ЛА при полете на расчетную дальность $L_{\text{п}}$ (т. е. при $M_{\text{мЛ}} = M_{\text{мЛА}} - M_{\text{мвз}}$).

Проверяется соответствие полученной топливной экономичности ЛА заданию (см. разд. 6.1). В данном примере полученная величина $C_{\text{т·км}}$ удовлетворяет заданному ограничению: $C_{\text{т·км}} \leq 1,0$ кг/т·км. При невыполнении заданного ограничения выбирают другие значения $\bar{M}_{\text{пл}}^*$ или $\bar{M}_{\text{кп}}$ либо другой вариант параметров рабочего процесса ТВаД.

6.6.4. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя

Среднесовокупная цена серийного экземпляра проектируемого двигателя

$$S_{\text{дв}} = S_{\text{М}}^{\text{уд}} M_{\text{дв}} k_{\text{Гис}} k_{z_{\text{дв}}} = 850 \cdot 254,4 \cdot 0,99 \cdot 0,33 = 70645 \text{ р,}$$

где величина $S_{\text{М}}^{\text{уд}} = 850 \text{ р/кг}$ и величины коэффициентов $k_{\text{Гис}} = 0,99$, $k_{z_{\text{дв}}} = 0,33$ принимают по рис. 1.6 и 1.7 в зависимости от удельной массы двигателя ($\gamma_{\text{дв}} = 0,205 \text{ кг/кВт}$), года начала серийного производства и необходимого количества двигателей для проектируемого парка ЛА. В примере принято: $\Gamma_{\text{ис}} = 1980 \text{ г}$; $z_{\text{дв}} = 5000$ — по рекомендациям к формуле (1.25).

Удельные затраты на опытно-конструкторские работы

$$S_{\text{ОКР}}^{\text{уд}} = \frac{200 S_{\text{дв}}}{z_{\text{дв}}} = \frac{200 \cdot 70645}{5000} = 2826 \text{ р/дв.}$$

Затраты на ремонты двигателя

$$S_{\text{рем}} = k_{\text{рем}} S_{\text{дв}} = 0,75 \cdot 70645 = 52984 \text{ р,}$$

где коэффициент $k_{\text{рем}} = 0,75$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.29).

Затраты на техническое обслуживание за жизненный цикл двигателя

$$S_{\text{то}} = A_{\text{то дв}} \tau = 5,1 \cdot 6000 = 30600 \text{ р,}$$

где удельные затраты $A_{\text{то дв}} = 5,1 \text{ р/ч}$ берутся по рис. 1.7 в зависимости от величины $N_{\text{е вэд}}$.

Затраты на ГСМ

$$S_{\text{ГСМ}} = S_{\text{ГСМ}}^{\text{уд}} \bar{G}_{\text{топ}} c_{\text{е кр}} N_{\text{е кр}} \tau = 0,085 \cdot 1,03 \cdot 0,332 \cdot 870 \times \times 6000 = 151728 \text{ р,}$$

где в соответствии с (1.30) принимается $S_{\text{ГСМ}}^{\text{уд}} = 0,085 \text{ р./кг}$ [4].

Затраты на эксплуатацию двигателя

$$S_{\text{экс}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{то}} + S_{\text{ГСМ}} = 52984 + 30600 + 151728 = 235312 \text{ р}$$

Стоимость жизненного цикла двигателя

$$S_{\text{ж дв}} = S_{\text{ОКР}}^{\text{уд}} + S_{\text{дв}} + S_{\text{экс}} = 2826 + 70645 + 235312 = 308783 \text{ р.}$$

Рассчитав величины показателей эффективности для 2...3 вариантов параметров двигателя, выбирают оптимальный вариант. В данном случае тот, который обеспечивает наименьшую величину $S_{\text{ж дв}}$, удовлетворяет требованию по критерию $C_{\text{т. км}}$ и рационален конструктивно и технологически.

**КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ПОЛЬЗОВАНИЯ
ПРОГРАММНЫМ КОМПЛЕКСОМ VSDX
ДЛЯ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ГТД НА ЭВМ**

Программный комплекс «VSDX», реализованный на языке Фортран в системе ОС ЕС, предназначен для расчета высотно-скоростных (ВСХ) и дроссельных (ДХ) характеристик различных типов ГТД одно-, двух-, трехвальной схем, в том числе ТРД, ТВаД, ТВД (ТВВД) со свободной турбиной и без нее, ТРДД со смешением и без смешения потоков, а также ТРДФ и ТРДДФ.

Расчет характеристик в программном комплексе основан на решении системы уравнений, определяющих режим работы двигателя [18].

Задача расчета характеристик ГТД сводится к определению параметров, характеризующих установившийся режим работы двигателя ($P_{дв}$, $c_{уд}$, $n_{нд}$, $\pi_{тв}$, $T_{г}^*$ и др.), при условии, что известны характерные геометрические сечения проточной части, характеристики узлов и закон регулирования.

После выполнения исходного проектного термодинамического расчета ГТД становятся известными следующие основные параметры двигателя:

- пропускные способности турбин $A_{тi}$ ($i = 1,4$);
- площади сечения выходного устройства F_{cj} ($j = 1,2$);
- площади сечений внутреннего и наружного контуров F_I , F_{II} на входе в камеру смешения (для ТРДД со смешением потоков);
- значения основных параметров рабочего процесса на расчетном режиме ($\pi_{кр}$, m , $T_{гp}^*$, $\eta_{кр}^*$, $\eta_{гp}^*$, $\sigma_{кс}$ и др.).

Эти параметры задаются в качестве исходных данных и начальных приближений при выполнении расчетов характеристик двигателя.

Для расчета ВСХ и ДХ необходимо использовать характеристики некоторых узлов ГТД, таких как компрессор, турбина, воздушный винт и др. В программном комплексе предусмотрена возможность использования конкретных характеристик этих узлов. Однако часто на начальном этапе проектирования конкретные характеристики узлов ГТД пользователю неизвестны. Поэтому программный комплекс «VSDX» предоставляет возможность работать с обобщенными характеристиками компрессоров, турбины НД и свобод-

ной турбины, а характеристики турбины ВД, СД и воздушного винта в первом приближении задавать комплексом постоянных величин, например, для турбины ВД — $A_T = \text{const}$, $\eta_T^* = \text{const}$, для воздушного винта — $(P_B/N_B)_0 = \text{const}$, $\eta_B = \text{const}$. Эти величины принимаются по данным исходного проектного термогазодинамического расчета.

Обобщенная характеристика компрессоров представлена в ЭВМ в виде трехмерной модели, как показано на рис. П.1, в относительных координатах. Поэтому для работы с обобщенной характеристикой необходимо задавать при $\bar{n}_{пр} = 1$ и $\bar{\pi}_к = 1$ расчетные значения $\pi_{кр}$, $G_{впрр}$, $\eta_{кр}^*$. В процессе расчета ВСХ программный комплекс по заданному значению $\pi_{кр}$ выбирает необходимое сечение обобщенной характеристики, которое используется в качестве характеристики компрессора данного каскада.

Типовые характеристики компрессоров, используемые в трехмерной обобщенной модели, показаны на рис. П.3...П.5, а обобщенная характеристика турбины на рис. П.2. При использовании обобщенной характеристики турбины, для аналогичных целей, по результатам проектного расчета необходимо задать $A_{тр}$, $\eta_{тр}^*$, $Y_{тр}^*$, $z_{тр}$, $U_{тр}$, $\lambda_{трр}$, $\pi_{трр}$. Программный комплекс позволяет также задавать расчетные значения для компрессора при $\bar{n}_{пр} \neq 1$, а для турбины при $\bar{Y}_T^* \neq 1$.

В программном комплексе «VSDX» при расчете ВСХ предусмотрена возможность пользоваться следующими законами регулирования:

- | | | |
|--------------------------------|---------------------------------------|--------------------------------|
| 1. $n_{прнд} = \text{const}$; | 5. $G_{тч} = \text{const}$; | 9. $N_{тсв} = \text{const}$; |
| 2. $n_{нд} = \text{const}$; | 6. $P_{дв\ \Sigma} = \text{const}$; | 10. $N_B = \text{const}$; |
| 3. $n_{сд} = \text{const}$; | 7. $\pi_{к\ \Sigma} = \text{const}$; | 11. $T_{г}^* = \text{const}$; |
| 4. $n_{вд} = \text{const}$; | 8. $T_{ф}^* = \text{const}$; | 12. $N_9 = \text{const}$; |

При расчете ТВД, ТВаД, ТРДФ и ТРДДФ, имеющих две степени свободы регулирования, возможно поддерживать постоянными одновременно два параметра (например, $n_{тсв} = \text{const}$ и $N_9 = \text{const}$, $T_{г}^* = \text{const}$ и $n_{тсв} = \text{const}$, $T_{г}^* = \text{const}$ и $T_{ф}^* = \text{const}$ и т. п.). У двухвальных ТВД вместо задания 2-х независимых регулируемых параметров, например $n_{нд}$ и N_9 , может быть использована связь между ними путем задания линии рабочих режимов (ЛРР) на характеристике компрессора НД, например, при $\eta_{к\ \text{max}}^*$.

Программные модули, реализующие термодинамические процессы в узлах и элементах двигателя, полностью соответствуют методикам расчета, описанным в главах 2—6.

Для выполнения расчетов с помощью программного комплекса «VSDX» необходимо ознакомиться с руководством [14] и подготовить исходные данные к расчету. Последние представляют собой совокупность следующих массивов входной информации.

1. Массив управления «MU» — служит для выбора необходимой схемы двигателя, ввода исходных данных, а также организации вычислительного процесса внутри программного комплекса.

2. Массив исходных данных «V» — содержит основные исходные данные для выполнения расчета характеристик.

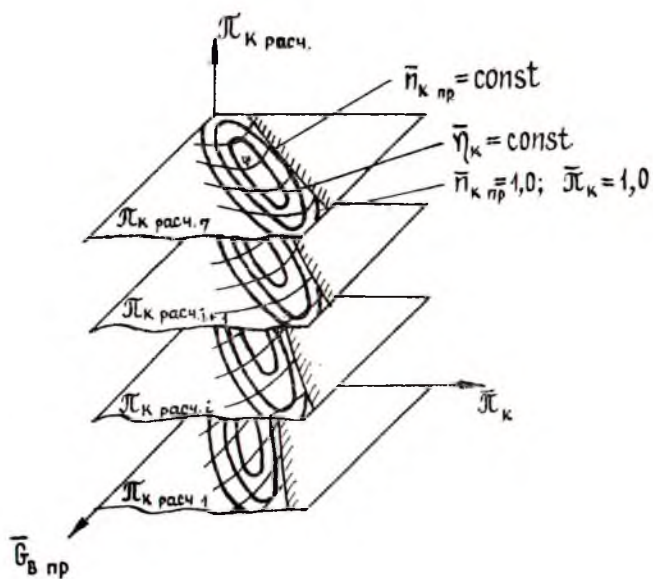


Рис. П.1. Представление обобщенной характеристики компрессоров в ЭВМ

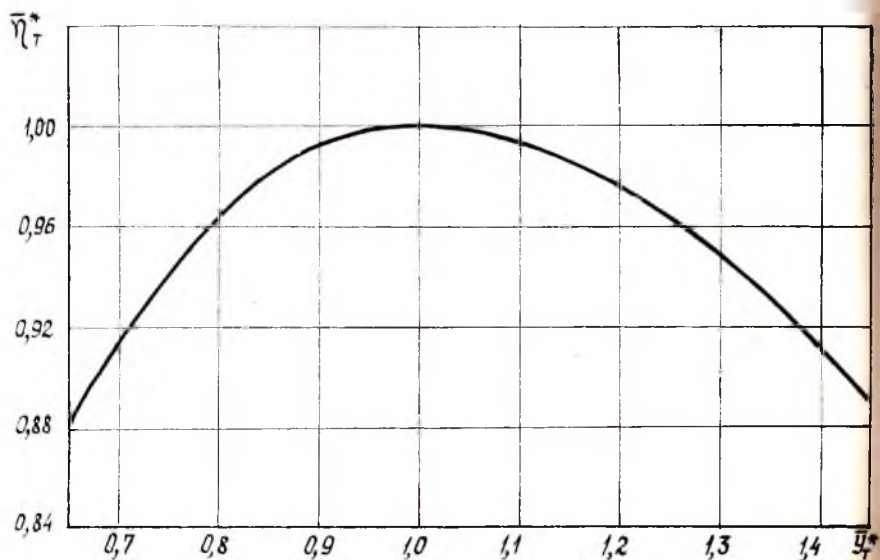


Рис. П.2. Представление обобщенной характеристики турбины в ЭВМ [12]

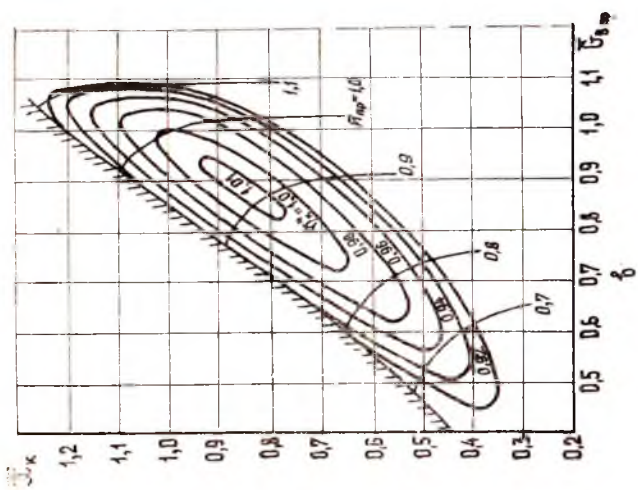
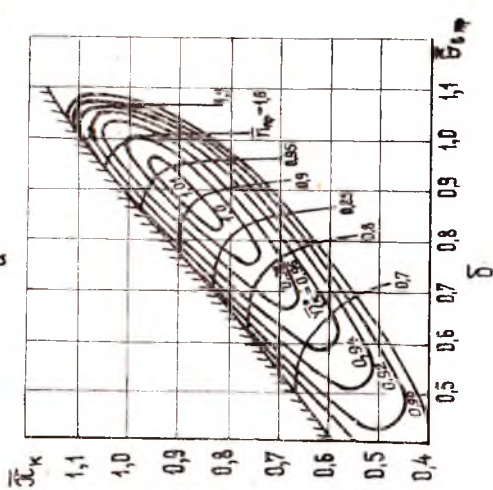
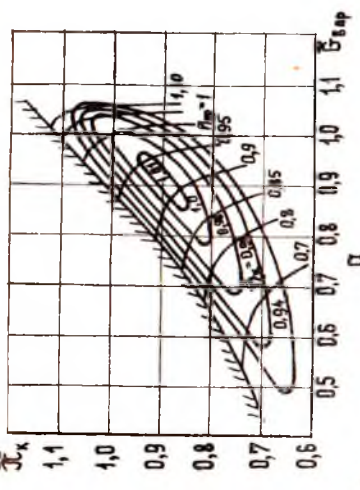


Рис. П.3. Типовые характеристики осевых компрессоров: а — $\pi_{\text{к расч}} = 1,4...1,8$; б — $\pi_{\text{к расч}} = 2,2...3,0$; в — $\pi_{\text{к расч}} = 5,0...6,0$

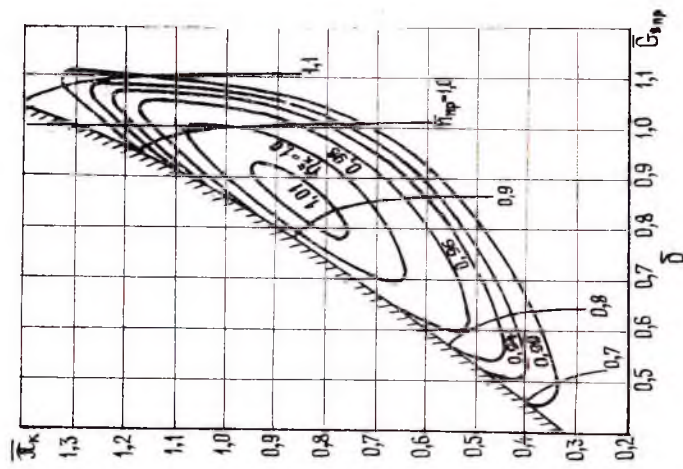
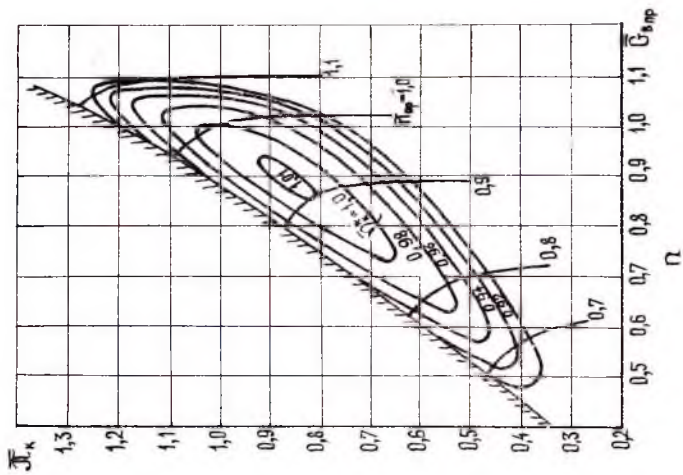


Рис. П.4. Типовые характеристики осевых компрессоров: α — $\pi_{к \text{ расч}} = 6 \dots 8$; δ — $\pi_{к \text{ расч}} = 9 \dots 11$

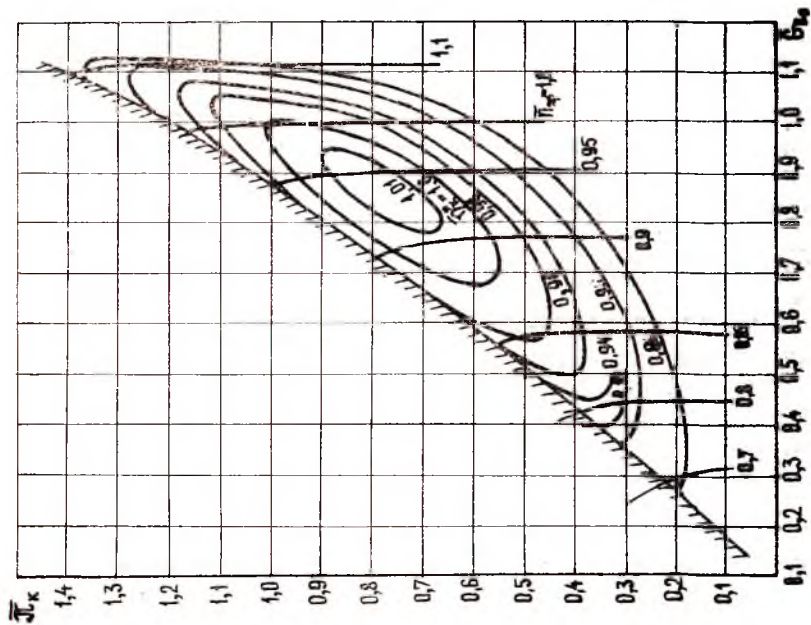
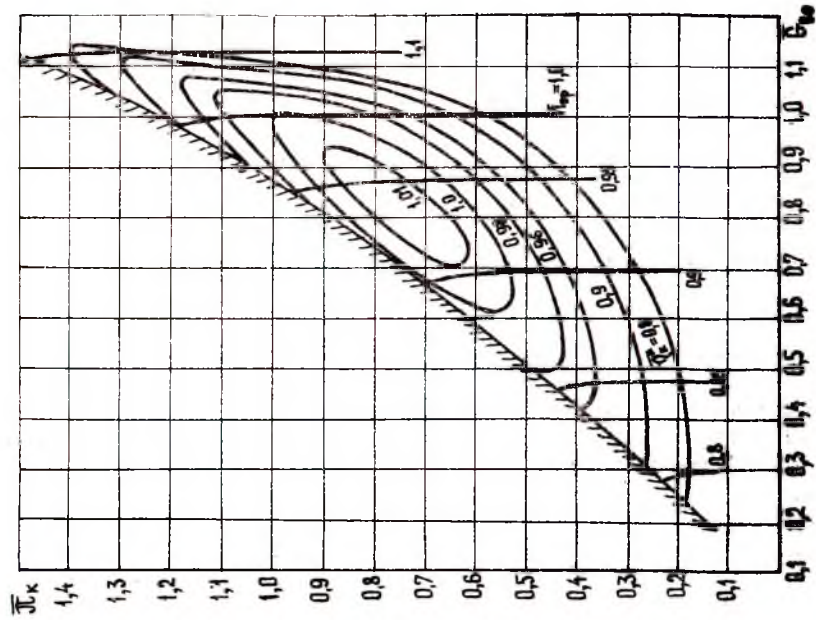


Рис. П.5. Типовые характеристики осевых компрессоров: a — π_k красч = 16...18; b — π_k расч = 22...23

3. Массив расчетных точек на характеристиках компрессоров и турбин «*RAZM*» — служит для работы с обобщенными характеристиками компрессоров и турбин и содержит в себе параметры, определяющие расчетную точку на характеристике, заданной в относительных координатах.

4. Массив значений регулирующих параметров «*REG*» — служит для организации расчета характеристик в соответствии с заданным законом регулирования.

5. Массив начальных приближений на независимые переменные «*НАР*» — служит для организации работы математических методов, с помощью которых решается система определяющих уравнений.

В качестве независимых переменных в программном комплексе выбраны величины π_v , $\pi_{кi}$, T_r^* , $T_{ф}^*$, $G_{впр\Sigma}$, m для ТРДД и ТРДДФ, $\pi_{кi}$, T_r^* , $G_{впр}$, π_c для ТВД и ТВДф, $\pi_{кi}$, T_r^* , $T_{ф}^*$, $G_{впр}$ для ТРД и ТРДФ. При расчете ВСХ или ДХ рекомендуется задаваться начальными значениями этих величин, оцененными по типовым закономерностям для данного вида ГТД (см. например, рис. 3.6) или, в случае их отсутствия, принять эти параметры из проектного термогазодинамического расчета.

6. Массивы конкретных характеристик узлов ГТД имеют сложную структуру и подробно описаны в руководстве [14] по работе с программным комплексом «*VSDX*». В случае использования обобщенных характеристик массивы характеристик компрессоров в исходных данных отсутствуют, а массивы характеристик «*XTWD*» (турбины ВД), «*XTND*» (турбины НД), «*XTSD*» (турбины СД), «*XCT*» (свободной турбины), «*XW1*» и «*XW2*» (воздушного вихря) задаются в соответствии с табл. П.1.

Объем оперативной памяти, требуемый для работы программного комплекса, равен 200 К. Время вычисления одной точки характеристики на ЭВМ ЕС-1033 с использованием обобщенных характеристик узлов, в зависимости от выбранной схемы двигателя и заданных начальных приближений — 10—25 с. Работа с программным комплексом «*VSDX*» возможна как в пакетном режиме, так и в системе коллективного пользования на ЕС ЭВМ.

Для выполнения расчетов в пакетном режиме необходимо подготовить на стандартном бланке ЕС ЭВМ следующий пакет задания:

```
///VSDX □ JOB □, 'ИВАНОВ □ ГР.241', MSGLEVEL=(2,0), REGION=200 K
///GO □ EXEC □ PGM = VSDX
///STEPLIB □ DD □ DSN = W. VLZ, UNIT = 5061, VOL = SER = SADWE,
DISP = SHR
///FT06F001 □ DD □ SYSOUT = A
///FT18F001 □ DD □ UNIT=5061, VOL=SER=SADWE, DISP=SHR,
// □ □ LABEL = (,,IN), DSN = W. VSDX (DEGXAR)
///FT05F001 □ DD □ *
```

исходные данные для расчета характеристик в соответствии с табл. П.1 }

Набивка перфокарт, проведение расчета, получение результатов осуществляется через диспетчерский пункт вычислительного центра института.

При работе в системе коллективного пользования пакет задания с исходными данными для расчета предварительно, посредством алфавитно-цифрового дисплея, подготавливается на магнитном диске *SADWE* в библиотеке исходных данных программного комплекса «*VSDX*». Подготовка задания на экране дисплея по форме не отличается от написания указанного выше пакета на стандартном бланке ЕС ЭВМ. Запуск задания на расчет в этом случае осуществляется в режиме дисплей-консоли оператора ЭВМ командой:

$S \square RDR, 5061, SADWE, DSN = W. VSDX (RB211),$

где *SADWE* — метка тома магнитного диска;

W. VSDX — имя библиотеки исходных данных программного комплекса «*VSDX*»;

RB211 — имя раздела библиотеки *W. VSDX*, в котором записаны исходные данные для расчета характеристик данного двигателя; (например, ТРДД RB 211).

Подготовка исходных данных к расчету должна осуществляться в соответствии с табл. П.1.

Пропущенные элементы массивов (см., например, *MU(3) — MU(9), MU(11) — MU(13)* и т. п.) не участвуют в процессе расчета характеристик и не заносятся пользователем на стандартный бланк подготовки данных. Соответственно незанятые позиции бланка пропускаются.

**ПОРЯДОК ПОДГОТОВКИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ГТД
С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА «VSDX»**

Таблица П.1

| Наименование операции или заполняемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки бланка | Номер позиции бланка |
|--|---------------|---|-------------------|---|---------------------|----------------------|
| 1. Определяется схема двигателя | MU(1) | <p>1 — ТРД, ТРДФ, ТВД и ТВД со свободной турбиной</p> <p>2 — ТРДД без смешения потоков, ТРДФ и ТРДД со смешением потоков, ТРДФ см</p> <p>4 — ТВД (ТВВД) без свободной турбины</p> | 2 | <p>Массив управления «MU» вводится по формату 2014. Крайняя правая цифра каждого элемента массива должна находиться на указанной позиции бланка</p> | 1 | 4 |
| 2. Определяется заданные вентилятора | MU(2) | <p>0 — вентилятор в схеме отсутствует</p> <p>1 — вентилятор в схеме присутствует</p> | 1 | <p>Если вентилятор в схеме отсутствует, то подразумевается, что двигатель одноконтурный, иначе — двухконтурный</p> | 1 | 8 |

| | | | |
|---|---|---|--------------------|
| 3. Определяется задание компрессора СД | <p>$MU(10)$</p> <p>0 — компрессор СД в схеме отсутствует (двигатель одновалный)</p> <p>1 — компрессор СД в схеме присутствует (двух- или трехвалный)</p> | <p>1</p> <p>В случае одновального двигателя функцию компрессора выполняет модуль компрессора НД, он присутствует в схеме всегда</p> | <p>1</p> <p>40</p> |
| 4. Определяется задание компрессора ВД | <p>$MU(14)$</p> <p>0 — компрессор ВД в схеме отсутствует (двигатель двух- или трехвалный)</p> <p>1 — компрессор ВД в схеме присутствует (двухвалный или, если $MU(10) = 0$, то одновальный)</p> | <p>0</p> <p>В случае двухвального двигателя функцию компрессора ВД выполняет модуль компрессора СД</p> | <p>1</p> <p>56</p> |
| 5. Определяется необходимость расчета запаса газодинамической устойчивости ΔK_y на характеристиках компрессоров | <p>$MU(18)$</p> <p>0 — расчет ΔK_y не производится</p> <p>1 — ΔK_y рассчитывается в каждой точке характеристики</p> | <p>0</p> <p>Расчет ΔK_y на характеристиках компрессоров требует дополнительного времени работы программы</p> | <p>1</p> <p>72</p> |
| 6. Определяется вид задания характеристики турбины ВД | <p>$MU(20)$</p> <p>—1 — характеристика задана комплексом постоянных величин: $A_T = \text{const}$, $\eta_T^* = \text{const}$</p> <p>2 — используется обобщенная характеристика турбины</p> | <p>—1</p> <p>Обобщенную характеристику для турбины ВД возможно использовать только в случае расчета одновального двигателя</p> | <p>1</p> <p>80</p> |

| Наименование операции или заполняемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки бланка | Номер позиции бланка |
|--|---------------|---|-------------------|--|---------------------|----------------------|
| 7. Технологический параметр | MU(21) | 2 | 2 | Под технологическим параметром понимается элемент массива, принимающий в расчетах всегда одно и то же значение | 2 | 4 |
| 8. Определяется задание турбины СД | MU(24) | 0 — турбина СД в схеме отсутствует 1 — турбина СД в схеме присутствует (двигатель трехвальный) | 0 | В случае двухвального двигателя турбина СД отсутствует | 2 | 16 |
| 9. Технологический параметр | MU(25) | —1 | —1 | | 2 | 20 |
| 10. —» | MU(26) | 2 | 2 | | 2 | 24 |
| 11. Определяется задание турбины НД | MU(29) | 0 — турбина НД в схеме отсутствует 1 — турбина НД в схеме присутствует (двухвальный, или, если MU(24) = 1, то трехвальный) | 1 | Если турбина НД в схеме отсутствует, то двигатель одновальный | 2 | 36 |

| | | | | | |
|--|---------------|--|---|---|----|
| 12. Определяется вид задания характеристики турбины НД | <i>MU(30)</i> | — 1 — характеристика задана комплексом постоянных величин: $A_T = \text{const}$, $\eta_T^* = \text{const}$ 2 — используется обобщенная характеристика турбины НД | 2 | 2 | 40 |
| 13. Технологический параметр | <i>MU(31)</i> | 2 | 2 | 2 | 44 |
| 14. Определяется задание свободной турбины (СТ) | <i>MU(34)</i> | 0 — СТ в схеме отсутствует 1 — СТ в схеме присутствует двигатель свободной турбины | 0 | 2 | 56 |
| 15. Определяется вид задания характеристики СТ | <i>MU(35)</i> | — 1 — характеристика задана комплексом постоянных величин: $A_T = \text{const}$ $\eta_T^* = \text{const}$ 2 — используется обобщенная характеристика турбины | 0 | 2 | 60 |
| 16. Технологический параметр | <i>MU(36)</i> | 2 | 2 | 2 | 64 |
| 17. Определяется форсажный режим двигателя | <i>MU(39)</i> | 0 — двигатель форсажной камеры 1 — двигатель с форсажной камерой | 0 | 2 | 76 |

Для двигателей ТВаД и ТВД со свободной турбиной $MU(34) = 1$

Если в схеме двигателя не используется рассматриваемый узел, то информация по нему может либо пропускаться, либо заполняться нулями

Для двигателей ТРДФ, ТРДФ_{см}, ТРДФ_н, ТРДФ_{см} — $MU(39) = 1$

| Наименование операции или заглаваемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки бланка | Номер позиции бланка |
|---|---------------|--|-------------------|--|---------------------|----------------------|
| 18. Определяется включение форсажного режима | MU(40) | 0 — нефорсированный режим 1 — форсированный режим | 0 | | 2 | 80 |
| 19. Определяется задание воздушного винта | MU(41) | 0 — двигатель без воздушного винта 1 — двигатель с воздушным винтом | 0 | Для двигателей ТВД (ТВВД) и ТВД со свободной турбиной $MU(41) = 1$ | 3 | 4 |
| 20. Технологический параметр | MU(43) | 1 | 1 | | 3 | 12 |
| 21. —»— | MU(46) | 1 | 1 | | 3 | 24 |
| 22. задается закон регулирования ТВД | MU(49) | 0 — закон регулирования по ЛРР КНД при $\gamma_{к, \max}$ 1 — закон регулирования $\eta_k = \text{const}$ | 0 | Закон регулирования $\eta_k = \text{const}$ используется только для одновалных ТВД | 3 | 36 |
| 23. —»— | MU(50) | 1 | 1 | | 3 | 40 |
| 24. задается число точек дроссельной характеристики | MU(51) | K | 1 | Число точек дроссельной характеристики $K \leq 10$ | 3 | 44 |
| 25. задается число точек высотной характеристики | MU(52) | N | 1 | Число точек высотной характеристики $N \leq 10$ | 3 | 48 |

| | | | | | |
|--|----------|---|------|---|-------|
| 26. Технологический параметр | $MU(53)$ | 0 | 0 | 3 | 52 |
| 27. —»— | $MU(54)$ | 5 | 5 | 3 | 56 |
| 28. —»— | $MU(55)$ | 0 | 0 | 3 | 60 |
| 29. Определяется уровень печати результатов расчета | $MU(56)$ | 0 — полная печать рассчитанных параметров двигателя 1 — сокращенная печать основных параметров двигателя | 0 | 3 | 64 |
| 30. Технологический параметр | $MU(57)$ | 0 | 0 | 3 | 65 |
| 31. —»— | $MU(59)$ | 0 | 0 | 3 | 76 |
| 32. Технологический параметр | $V(1)$ | 0.05 | 0.05 | 4 | 1—10 |
| 33. —»— | $V(2)$ | 2.0 | 2.0 | 4 | 11—20 |
| 34. Отклонение давления от стандартной атмосферы | $V(3)$ | $\Delta P_{д}, \text{кПа}$ | 0.0 | 4 | 21—30 |
| 35. Отклонение температуры от стандартной атмосферы | $V(4)$ | $\Delta T_{д}, \text{К}$ | 0.0 | 4 | 31—40 |
| 36. Коэффициент восстановления давления на входе в двигатель | $V(5)$ | $\sigma_{вх}$ | 0.99 | 4 | 41—50 |

Массив исходных данных вводится по формулу 5 F 10.4. Элементы массива должны находиться в пределах указанных номеров позиций бланка

| Наименование операции или заполняемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки | Номер позиции бланка |
|---|---------------|-----------------------|-------------------|---|--------------|----------------------|
| 37. Отбор воздуха в наружном контуре ТРДД | V(6) | $\Delta G_{в отб II}$ | 0.0 | Если $\Delta G_{в отб II}$ неизвестен или двигатель одноконтурный, то $\Delta G_{в отб II} = 0.0$ | 5 | 1—10 |
| 38. Технологический параметр | V(7) | 0.0 | 0.0 | | 5 | 11—20 |
| 39. Технологический параметр | V(8) | 1.0 | 1.0 | | 5 | 21—30 |
| 40. —»— | V(9) | 0.0 | 0.0 | | 5 | 31—40 |
| 41. —»— | V(10) | 1.0 | 1.0 | | 5 | 41—50 |
| 42. —»— | V(11) | 0.0 | 0.0 | | 6 | 1—10 |
| 43. Коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания | V(12) | $\sigma_{кс}$ | 0.955 | | 6 | 11—20 |
| 44. Коэффициент полноты сгорания топлива | V(13) | η_r | 0.99 | | 6 | 21—30 |
| 45. Теоретически необходимое количество воздуха для полного сгорания 1 кг топлива | V(14) | L_0 | 14.78 | | 6 | 31—40 |
| 46. Низшая теплотворная способность топлива | V(15) | H_n , кДж/кг | 42900.0 | | 6 | 41—50 |

| | | | | | | |
|---|-------|-----------------------------|-------|---|---|-------|
| 47. Суммарный коэффициент отбора воздуха на охлаждение турбины ВД | V(16) | $v_{\text{охл тв1}} \Sigma$ | 0,95 | | 7 | 1—10 |
| 48. Механический к.п.д. турбины ВД | V(17) | $\eta_{\text{м вД}}$ | 0,995 | | 7 | 11—20 |
| 49. Технологический параметр | V(18) | 0,0 | 0,0 | | 7 | 21—30 |
| 50. —»— | V(19) | 1,0 | 1,0 | | 7 | 31—40 |
| 51. Суммарный коэффициент отбора воздуха на охлаждение турбины СД | V(20) | $v_{\text{охл тс1}} \Sigma$ | 1,0 | Если охлаждения нет или данная турбина отсутствует в выбранной схеме двигателя, то $v_{\text{охл}} = 1,0$ | 7 | 41—50 |
| 52. Механический к.п.д. турбины СД | V(21) | $\eta_{\text{м сД}}$ | 1,0 | Если в рассматриваемом двигателе данная турбина отсутствует, то следует задавать $\eta_{\text{м}} = 1,0$ | 8 | 1—10 |
| 53. Технологический параметр | V(22) | 0,0 | 0,0 | | 8 | 11—20 |
| 54. —»— | V(23) | 1,0 | 1,0 | | 8 | 21—30 |
| 55. Суммарный коэффициент отбора воздуха на охлаждение турбины НД | V(24) | $v_{\text{охл тнд}} \Sigma$ | 0,98 | | 8 | 31—40 |
| 56. Механический к.п.д. турбины НД | V(25) | $\eta_{\text{м нД}}$ | 1,0 | | 8 | 41—50 |
| 57. Технологический параметр | V(26) | 0,0 | 0,0 | | 9 | 1—10 |

| Наименование операции или заполняемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Ломер строки | Номер позиции бланка |
|---|---------------|----------------------|-------------------|--|--------------|----------------------|
| 58. Коэффициент восстановления полного давления на входе в свободную турбину | V(27) | $\sigma_{т св}$ | 1.0 | Если $\sigma_{т св}$ неизвестен или не участвует в расчете выбранной схемы двигателя, то $\sigma_{т св} = 1.0$ | 9 | 11—20 |
| 59. Физическая частота вращения свободной турбины | V(28) | $n_{т св}, 1/мин$ | 0.0 | | 9 | 21—30 |
| 60. Механический к.п.д. свободной турбины | V(29) | $\eta_{м св}$ | 1.0 | В случае ТРД: | 9 | 31—40 |
| 61. Коэффициент восстановления полного давления на участке от турбины до входа в камеру сгорания ТРДД | V(30) | σ_1 | 1.0 | σ_1 — коэффициент восстановления полного давления на участке от турбины до входа в выходное устройство. Для ТРДДсм принимается $\sigma_1 = \sigma_{к см}$ | 9 | 41—50 |
| 62. Коэффициент скорости в выходном устройстве внутреннего контура ТРДД | V(31) | $\varphi_{с1}$ | 0.99 | Для одноконтурных двигателей $\varphi_{с1} = \varphi_{с}$ — коэффициенту скорости в выходном устройстве ГТД | 10 | 1—10 |
| 63. Коэффициент восстановления полного давления на участке от выхода из вентилятора до входа в камеру сгорания ТРДД | V(32) | $\sigma_{п1}$ | 0.99 | Если рассматривается ТРДДсм, то $V(32) = \sigma_{п1} \cdot \sigma_{к см}$. Если рассматривается одноконтурный двигатель, то $\sigma_{п1} = 0.0$. | 10 | 11—20 |

| | | | | | | |
|---|-------|-------------------|------|---|----|-------|
| 64. Коэффициент скорости в выходном устройстве наружного контура ТРДД | V(33) | $\varphi_{сг}$ | 0.98 | Для одноконтурных двигателей $\varphi_{сг} = 0.0$ | 10 | 21—30 |
| 65. Коэффициент восстановления давления в форсажной камере | V(34) | $\sigma_{фк}$ | 1.0 | Для бесфорсажных двигателей $\sigma_{фк} = 1.0$ $\eta_{фк} = 1.0$ | 10 | 31—40 |
| 66. Коэффициент полноты сгорания топлива в форсажной камере | V(35) | $\eta_{фк}$ | 1.0 | | 10 | 41—50 |
| 67. Коэффициент восстановления давления в докритической части регулируемого сопла | V(36) | $\sigma_{скр}$ | 1.0 | Задается только при расчете форсажных двигателей, в остальных схемах $\sigma_{скр} = 1.0$ | 11 | 1—10 |
| 68. Коэффициент перечета реактивной тяги ТВД в мощность винта для определения эквивалентной мощности на взлетном режиме | V(37) | ω , кВт/кН | 0.0 | ω задается только для двигателей с воздушным винтом — ТВД (см. разд. 5.5.3) | 11 | 11—20 |
| 69. К.п.д. редуктора воздушного винта | V(38) | $\eta_{ред}$ | 1.0 | Для двигателей без воздушного винта $\eta_{ред} = 1.0$ | 11 | 21—30 |
| 70. Технологический параметр | V(39) | 0.0 | 0.0 | | 11 | 31—40 |
| 71. — | V(40) | 0.0 | 0.0 | | 11 | 41—50 |
| 72. — | V(41) | 0.0 | 0.0 | | 12 | 1—10 |

| Наименование операции или заполняемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки бланка | Номер позиции бланка |
|--|---------------|----------------------|-------------------|---|---------------------|----------------------|
| 73. Физическая частота вращения компрессора НД | V(42) | $n_{пл}, 1/мин$ | 0.0 | Частота вращения $n_{пл}$ или $n_{вд}$ задается в тех случаях, когда она является регулируемым параметром, а также при использовании обобщенной характеристики турбины НД | 12 | 11—20 |
| 74. Площадь внутреннего контура на входе в камеру смешения | V(43) | $F_I, см^2$ | 0.0 | Площади F_I и F_{II} задаются только для ТРДД со смешением потоков | 12 | 21—30 |
| 75. Площадь наружного контура на входе в камеру смешения | V(44) | $F_{II}, см^2$ | 0.0 | | 12 | 31—40 |
| 76. Площадь на входе в камеру смешения | V(45) | $F_{см}, см^2$ | 0.0 | $F_{см} = F_I + F_{II}$ | 12 | 41—50 |
| 77. Площадь выходного сечения сопла внутреннего контура ТРДД | V(46) | $F_{с1}, см^2$ | 2324.0 | В случае расчета выходного сечения сопла ТРДД | 13 | 1—40 |
| 78. Площадь выходного сечения сопла наружного контура ТРДД | V(47) | $F_{с11}, см^2$ | 8202.0 | В случае расчета выходного сечения сопла ТРДД $F_{с11} = 0.0$ | 13 | 11—20 |

| | | | | | | |
|---|-------|-----------------------|--------|---|----|-------|
| 79. Площадь сечения форсажной камеры | V(48) | $F_{фк}, \text{см}^2$ | 0.0 | Задаётся для двигателей с форсажной камерой, для других двигателей $F_{фк} = 0.0$ | 13 | 21—30 |
| 80. Площадь сечения на выходе из свободной турбины | V(49) | $F_T, \text{см}^2$ | 0.0 | $F_T = \frac{G_{гр} \cdot \sqrt{T_{тр}^*}}{P_{тр}^* \cdot q(\lambda_{тр})}$ | 13 | 31—40 |
| 81. Коэффициент в уравнении (2.63) | V(50) | b | 0.0 | $b = \frac{1 - \sigma_{выхр}}{M_{тр}^2}$ | 13 | 41—50 |
| 82. Расчетное значение эквивалентной мощности ТВД | V(51) | $N_{эр}, \text{кВт}$ | 0.0 | Элементы V(51) и V(52) задаются только для расчета ТВД, ТВД со свободной турбиной и ТВАд | 14 | 1—10 |
| 83. Расчетное значение степени понижения давления в выходном устройстве | V(52) | $\lambda_{ср}$ | 0.0 | | 14 | 11—20 |
| 84. Расчетное значение температуры газа на входе в турбину ВД | V(53) | $T_{гр}^*, \text{К}$ | 1400.0 | Расчетные значения соответствуют параметрам исходного проектного термодинамического расчета ГТД | 14 | 21—30 |
| 85. Расчетное значение температуры воздуха на входе в двигатель | V(54) | $T_{нр}^*, \text{К}$ | 244.6 | | 14 | 31—40 |
| 86. Расчетное значение степени двухконтурности ТРДД | V(55) | m_p | 6.1 | | 14 | 41—50 |

| Наименование операции или заполняемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки бланка | Номер позиции бланка |
|---|---------------|----------------------------------|-------------------|---|---------------------|----------------------|
| 87. Расчетное значение приведенного расхода воздуха на входе в вентилятор | RAZM(1) | $(G_{впр} \varepsilon)_p$, кг/с | 341.6 | Массив расчетных точек «RAZM» вводится по формату 6F10.4. Все элементы массива задаются по результатам проектного расчета. В зависимости от выбранной схемы двигателя некоторые элементы массива задаются нулями. Например, для одноконтурных двигателей это элементы от RAZM(1) до RAZM(6), для одновального от RAZM(13) до RAZM(24), для двухвального от RAZM(19) до RAZM(24) | 15 | 1—10 |
| 88. Расчетное значение степени повышения давления в вентиляторе | RAZM(2) | $\lambda_{впр}$ | 1.68 | | 15 | 11—20 |
| 89. Расчетное значение приведенной частоты вращения вентилятора | RAZM(3) | $n_{пр в пр}$, 1/мин | 1.0 | | 15 | 21—30 |
| 90. Расчетное значение к.п.д. вентилятора | RAZM(4) | $\eta_{впр}^*$ | 0.875 | | 15 | 31—40 |
| 91. Определяется сдвиг расчетной точки на характеристике вентилятора по оси абсцисс | RAZM(5) | $\Delta \bar{G}_{в пр}$ | 0.0 | | 15 | 41—50 |
| 92. Определяется сдвиг расчетной точки на характеристике вентилятора по оси ординат | RAZM(6) | $\Delta \bar{\lambda}_a$ | 0.0 | Положительные значения $\Delta \bar{G}_{в пр}$ и $\Delta \bar{\lambda}_a$ определяют сдвиг расчетной точки в сторону уменьшения $\bar{G}_{в пр}$ и $\bar{\lambda}_k$, отрицательные — в сторону увеличения. | 15 | 51—60 |

| | | | | | | |
|--|----------|---------------------------------|-------|--|----|-------|
| 93. Расчетное значение приведенного расхода воздуха на входе в компрессор НД | RAZM(7) | $(G_v \text{ пр КНД})_p$, кг/с | 341.6 | В связи с выбранной формой представления обобщенной характеристики компрессоров при расчете двухконтурных двигателей следует задавать $G_v \text{ пр кнд} = G_v \text{ пр2}$ | 16 | 1—40 |
| 94. Расчетное значение степени повышения давления в компрессоре НД | RAZM(8) | $\pi_{\text{кнд р}}$ | 1.504 | | 16 | 11—20 |
| 95. Расчетное значение приведенной частоты вращения компрессора НД | RAZM(9) | $n_{\text{пр кнд р}}$, 1/мин | 1.0 | Аналогично задаются равными расчетные значения частот вращения вентилятора и компрессора НД: $n_{\text{пр в}} = n_{\text{пр кнд}}$ | 16 | 21—30 |
| 96. Расчетное значение к.п.д. компрессора НД | RAZM(10) | $\eta_{\text{кнд р}}^*$ | 0.853 | | 16 | 31—40 |
| 97. Определяется сдвиг расчетной точки на характеристике компрессора НД по оси абсцисс | RAZM(11) | $\Delta G_v \text{ пр КНД}$ | 0.0 | | 16 | 41—50 |
| 98. Определяется сдвиг расчетной точки на характеристике компрессора НД по оси ординат | RAZM(12) | $\Delta \pi_{\text{кнд}}$ | 0.0 | | 16 | 51—60 |
| 99. Расчетное значение приведенного расхода воздуха на входе в компрессор СД | RAZM(13) | $(G_v \text{ пр КСД})_p$, кг/с | 34.22 | | 17 | 1—10 |

| Наименование операции или записываемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки бланка | Номер позиции бланка |
|---|---------------|-------------------------------|-------------------|------------|---------------------|----------------------|
| 100. Расчетное значение степени повышения давления в компрессоре СД | RAZM(14) | $\bar{p}_{\text{квд}}$ | 15.3 | | 17 | 11—20 |
| 101. Расчетное значение приведенной частоты вращения компрессора СД | RAZM(15) | n пр кв.р., 1/мин | 1.0 | | 17 | 21—30 |
| 102. Расчетное значение к.п.д. компрессора СД | RAZM(16) | $\eta_{\text{квд}}^*$ | 0.848 | | 17 | 31—40 |
| 103. Определяется сдвиг расчетной точки на характеристике компрессора СД по оси абсцисс | RAZM(17) | $\Delta \bar{G}$ в пр кв.р | 0.0 | | 17 | 41—50 |
| 104. Определяется сдвиг расчетной точки на характеристике компрессора СД по оси ординат | RAZM(18) | $\Delta \bar{p}_{\text{квд}}$ | 0.0 | | 17 | 51—60 |
| 105. Расчетное значение приведенного расхода воздуха на входе в компрессор ВД | RAZM(19) | $(G$ в пр кв.р), кг/с | 0.0 | | 18 | 1—10 |

| | | | | | |
|---|----------|--|-------|----|-------|
| 106. Расчетное значение степени повышения давления в компрессоре ВД | RAZM(20) | $\pi_{кв1} p$ | 0.0 | 18 | 11—20 |
| 107. Расчетное значение приведенной частоты вращения компрессора ВД | RAZM(21) | $n_{пр кв1} p, \text{ } ^1/\text{мин}$ | 0.0 | 18 | 21—30 |
| 108. Расчетное значение к.д.д. компрессора ВД | RAZM(22) | $\eta_{квд}^*$ | 0.0 | 18 | 31—40 |
| 109. Определяется сдвиг расчетной точки на характеристике компрессора ВД по оси абсцисс | RAZM(23) | $\Delta \bar{C}_в \text{ пр квД}$ | 0.0 | 18 | 41—50 |
| 110. Определяется сдвиг расчетной точки на характеристике компрессора ВД по оси ординат | RAZM(24) | $\Delta \bar{\pi}_{кв1}$ | 0.0 | 18 | 51—60 |
| 111. Расчетное значение коэффициента нагруженности турбины | RAZM(25) | $Y_{тр}^*$ | 0.5 | 19 | 1—10 |
| 112. Расчетное количество ступеней турбины | RAZM(26) | $z_{тр}$ | 5.0 | 19 | 11—20 |
| 113. Расчетное значение окружной скорости турбины | RAZM(27) | $U_{тр}, \text{ м/с}$ | 183.0 | 19 | 21—30 |

Элементы RAZM(25) — RAZM(29) задаются при использовании обобщенной характеристики турбины. Использование обобщенной характеристики возможно для турбины низкого давления многовального двигателя, свободной турбины или турбины, привода воздушного винта

| Наименование операции или заполняемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки бланка | Номер позиции бланка |
|---|---------------|--|-------------------|---|---------------------|----------------------|
| 114. Расчетное значение приведенной окружной скорости газа в турбине | RAZM(28) | $\lambda_{и тр} = \frac{U_{тр}}{18,1 \sqrt{T_{гт}}}$ | 0.3138 | | 19 | 31—40 |
| 115. Расчетное значение степени понижения давления в турбине | RAZM(29) | $\lambda_{тр}$ | 3.688 | | 19 | 1—0 |
| 116. Определяется сдвиг расчетной точки на обобщенной характеристике турбины по Y_T^* | RAZM(30) | ΔY_T^* | | Положительное значение ΔY_T^* определяет сдвиг расчетной точки на обобщенной характеристике влево, отрицательное — вправо (см. рис. П2) | 19 | 51—60 |
| 117. Высота полета на первой точке ВСХ | REG(1,1) | $H_{п, м}$ | 0.0 | Массив регулирования «REG» вводится по формату 7F10,4 | 20 | 1—10 |
| 118. Число M полета на первой точке ВСХ | REG(1,2) | $M_{п}$ | 0.0 | Элементы REG (1,1) и REG (1,2) определяют внешние условия для первой точки ВСХ | 20 | 11—20 |
| 119. Выбирается регулируемый параметр для расчета заданной точки ДХ на первой точке ВСХ | REG(1,3) | 1.0 — n пр кнд = const, 2.0 — $n_{нд}$ = const, 3.0 — $n_{сд}$ = const | 6.0 | Элемент REG (1,3) определяет, под какой из перечисленных 14 параметров будет производиться расчет совместной работы двигателя | 20 | 21—30 |

| Наименование операции или заполняемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки бланка | Номер позиции бланка |
|---|---------------|---|-------------------|---|---------------------|----------------------|
| 124. Значение vibrationalного регулируемого параметра на N -й точке ВСХ | REG(N, 4) | Задается значение регулируемого параметра | | | 21 | 1—10 |
| 125. Суммарный приведенный расход воздуха через внутренний и наружный контуры двигателя | НАР(1) | $G_{в пр \Sigma}$, кг/с | 321.0 | Массив начальных приближений «НАР» вводится по формату 7F10.4. Задаются начальные приближения независимых переменных. | 22(21) | 1—10 |
| 126. Степень повышения давления в вентиляторе | НАР(2) | $\pi_{в}$ | 1.604 | Элементы НАР(2) и НАР(3) задаются только для двухконтурных двигателей, для других типов двигателей: НАР(1) = НАР(2) = 0,0 | 22(21) | 11—20 |
| 127. Степень двухконтурности | НАР(3) | m | 6.16 | В колонке «Номер строки бланка» в скобках указаны номера строк при заполнении примера по главе 3 | 22(21) | 21—30 |
| 128. Степень повышения давления в компрессоре НД | НАР(4) | $\pi_{кнд}$ | 1.436 | | 22(21) | 31—40 |
| 129. Степень повышения давления в компрессоре СД | НАР(5) | $\pi_{ксд}$ | 14.54 | Для одновалвных двигателей НАР(5) = 0,0, НАР(6) = 0,0 | 22(21) | 41—50 |

| | | | | | | |
|--|---------|-----------------------------|--------|--|--------|-------|
| 130. Степень повышения давления в компрессоре ВД | НАР(6) | $\lambda_{квд}$ | 0.0 | Для двухвальных двигателей НАР(6) = 0.0 | 22(21) | 51—60 |
| 131. Температура газа на входе в турбину ВД | НАР(7) | T_T^* , К | 1560.0 | Температура в горловине 1-го соплового аппарата турбины ВД | 22(21) | 61—70 |
| 132. Степень понижения давления газа в выходном устройстве | НАР(8) | λ_c | 0.0 | Элемент НАР(8) задается только для ТВД, ТВаД и ТВД со свободной турбиной. Для других двигателей НАР(8) = 0.0 | 23(22) | 1—10 |
| 133. Температура газа в форсажной камере | НАР(9) | $T_{ф}^*$, К | 0.0 | Элемент НАР(9) задается только для двигателя с форсажной камерой. Для других двигателей НАР(9) = 0.0 | 23(22) | 11—20 |
| 134. Пропускная способность турбины ВД | ХТВД(1) | $A_{твд}$, см ² | 1416.0 | Массивы характеристик узлов ГТД «ХТВД», «ХТSD», «ХТND», «ХСТ», «ХВ1», «ХВ2» вводятся по формату 7F10.4 | 24(23) | 1—10 |
| 135. К.п.д. турбины ВД | ХТВД(2) | $\eta_{твд}^*$ | 0.907 | | 24(23) | 11—20 |
| 136. Пропускная способность турбины СД | ХТSD(1) | $A_{тсд}$, см ² | | Если двигатель одно-вальный, то отсутствуют турбины СД и НД и соответственно массивы характеристик «ХТSD» и «ХТND» не задаются | 25 | 1—10 |
| 137. К.п.д. турбины СД | ХТSD(2) | $\eta_{тсд}^*$ | | | 25 | 11—20 |
| 138. Пропускная способность турбины НД | ХТND(1) | $A_{тнд}$, см ² | 4778.0 | | 26(24) | 1—10 |

| Наименование операции или заполняемой величины | Идентификатор | Принимаемые значения | Пример по главе 3 | Примечание | Номер строки бланка | Номер позиции бланка |
|---|---------------|---|-------------------|--|---------------------|----------------------|
| 139. К.п.д. турбины НД | XТND(2) | $\eta_{тнд}^*$ | 0,92 | Если двигатель двухвальный, то аналогичным образом не задается массив характеристик «ХТСД». Если двигатель без свободной турбины, то не задается массив характеристик «ХСТ». | 26(24) | 11—20 |
| 140. Пропускная способность свободной турбины | XCT(1) | $A_{тсв} \cdot \text{см}^2$ | | | 27 | 1—10 |
| 141. К.п.д. свободной турбины | XCT(2) | $\eta_{тсв}^*$ | | | 27 | 11—20 |
| 142. Коэффициент преобразования мощности в тягу винта | XW1(1) | $\left(\frac{P_B}{N_B}\right)_0, \text{кН/кВт}$ | | Если двигатель без воздушного винта, то не задается массивы характеристик винта «ХW1» и «ХW2» | 28 | 1—10 |
| 143. К.п.д. воздушного винта | XW2(1) | η_B | | | 29 | 1—10 |

ЛИТЕРАТУРА

1. *Абианц В. Х.* Теория авиационных газовых турбин. — М.: Машиностроение, 1979. — 246 с.
2. *Аксельрод С. Е., Алаторцев В. П., Ахмедзянов А. М.* Выбор параметров и термогазодинамический расчет авиационных ГТД. — Уфа: УАИ, 1979. — 73 с.
3. *Боргест Н. М., Маслов В. Г.* К вопросу оптимизации параметров рабочего процесса ГТД для сверхзвуковых ЛА. — В кн.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. — Куйбышев, КуАИ, 1982, с. 10—20.
4. Временная методика сравнительной экономической оценки транспортных самолетов (МЭО-82)/Под ред. к.т.н. *Е. Г. Пинаева*. — М.: ГОСНИИГА, 1982. — 188 с.
5. *Гуревич Д. В.* Экспериментальное исследование диффузорных выходных трактов вертолетных ТВД. — В кн.: Силовые установки вертолетов. — М.: Оборонгиз, 1959, с. 59—114.
6. *Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К.* Проектирование самолетов. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
7. *Жустрин Г. К., Кронштадтов В. В.* Весовые характеристики вертолета и их предварительный расчет. — М.: Машиностроение, 1978. — 110 с.
8. Иностранные авиационные и ракетные двигатели. Справочники: /Под ред. *Т. В. Скворцова*. — М.: ЦИАМ, 1978 г. (324 с.), 1981 г. (298 с).
9. *Масленников М. М., Бехли Ю. Г., Шальман Ю. И.* Газотурбинные двигатели для вертолетов. — М.: Машиностроение, 1969. — 380 с.
10. *Маслов В. Г.* Выбор параметров и термодинамический расчет авиационных газотурбинных двигателей. — Куйбышев; КуАИ, 1970. — 195 с.
11. *Маслов В. Г.* Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. — М.: Машиностроение, 1981. — 128 с.
12. *Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М.* Теория авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, ч. I. 1977. — 312 с., ч. II, 1978. — 332 с.
13. *Овруцкий Е. А.* Пассажирские самолеты. — М.: Знание, 1975. — 64 с.
14. Руководство для пользователей к программному комплексу VSDX для расчета характеристик авиационных ГТД на ЭВМ: Методические указания. — Куйбышев: КуАИ, каф. ТДЛА, ч. I, ч. II, 1984.
15. Руководство для пользователей учебно-исследовательской САПР авиационных двигателей: Методические указания — Куйбышев, КуАИ, каф. ТДЛА, ч. I, 1984.
16. *Саркисян С. А., Минаев Э. С.* Экономическая оценка летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1972. — 180 с.
17. Теория воздушно-реактивных двигателей /Под ред. д-ра техн. наук проф. *С. М. Шляхтенко*. — М.: Машиностроение, 1975. — 568 с.
18. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей /Под ред. д-ра техн. наук проф. *С. М. Шляхтенко*, д-ра техн. наук проф. *В. А. Сосунова*. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.
19. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок /*Дорофеев В. М., Маслов В. Г., Первышин Н. В.* и др. — М.: Машиностроение, 1973. — 144 с.
20. *Тищенко М. Н., Некрасов А. В., Радин А. С.* Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. — М.: Машиностроение, 1976. — 363 с.
21. *Холцевников К. В.* Теория и расчет авиационных лопаточных машин. — М.: Машиностроение, 1970. — 610 с.
22. *Шейнин В. М., Козловский В. Н.* Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. — М.: Машиностроение, 1977, т. I. — 339 с.
23. Экономика воздушного транспорта. /*Громов И. Н., Мухордых Е. В., Овруцкий Е. А.* и др. — М.: Транспорт, 1971 — 248 с.

24. Югов О. К., Селиванов О. Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. — М.: Машиностроение, 1980. — 200 с.

25. TAYLOR I. W. R. Jane's all the World's aircraft. London, 1980—81.

26. Turboprop Engine Propulsion for the 1990. S. Banach H. J.; Regnolds C. N. «ЛИАА. Пар», 1981, № 1648, 8 р. р. (см. также РЖ. Авиационные и ракетные двигатели, 1982, реф. 3.34.54. Новое в зарубежном авиадвигателестроении, 1982, № 12).

27. Цихош Э. Сверхзвуковые самолеты: Справочное руководство. Пер. с польск. — М.: Мир, 1983. — 432 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

| | |
|--|-----------|
| Предисловие | 3 |
| Основные условные обозначения | 5 |
| Глава 1. МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА АВИАЦИОННЫХ ГТД | 8 |
| 1.1. Основные принципы выбора параметров авиационных ГТД | 8 |
| 1.2. Варианты постановки задач при дипломном и курсовом проектировании авиационных ГТД | 10 |
| 1.3. Предварительный выбор оптимальных параметров рабочего процесса авиационного ГТД | 13 |
| 1.4. Методика предварительного распределения работ между каскадами турбокомпрессора ГТД | 17 |
| 1.5. Методика сравнительной оценки эффективности вариантов проектируемого ГТД в системе ЛА | 24 |
| Глава 2. МЕТОДИКА ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ АВИАЦИОННЫХ ГТД | 33 |
| 2.1. Необходимые термогазодинамические материалы | 33 |
| 2.2. Расчет рабочего процесса во входном устройстве | 35 |
| 2.3. Расчет рабочего процесса в компрессоре | 36 |
| 2.4. Расчет рабочего процесса в камере сгорания | 41 |
| 2.5. Расчет рабочего процесса в турбине | 44 |
| 2.6. Расчет рабочего процесса в камере смешения | 53 |
| 2.7. Расчет рабочего процесса в форсажной камере | 56 |
| 2.8. Расчет рабочего процесса в выходном устройстве | 58 |
| Глава 3. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРДД И ТРД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА | 63 |
| 3.1. Задание на проектирование двухконтурного турбореактивного двигателя | 63 |
| 3.2. Предварительный выбор основных параметров рабочего процесса ТРДД | 64 |
| 3.3. Предварительная оценка исходных данных к проектному термогазодинамическому расчету двигателя | 68 |

| | |
|--|-----|
| 3.4. Проектный термогазодинамический расчет рабочего процесса ТРДД на заданных режимах | 71 |
| 3.5. Расчет основных проектных данных двигателя | 76 |
| 3.6. Оценка эффективности вариантов проектируемого ТРДД в системе ДПС. Выбор оптимального варианта | 79 |
| <i>Глава 4. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРДДФ И ТРДФ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ</i> | 82 |
| 4.1. Задание на проектирование ТРДДФ | 82 |
| 4.2. Предварительный выбор основных параметров рабочего процесса ТРДДФ | 83 |
| 4.3. Предварительная оценка исходных данных к проектному термогазодинамическому расчету двигателя | 89 |
| 4.4. Проектный термогазодинамический расчет рабочего процесса ТРДДФ на заданных режимах | 94 |
| 4.5. Расчет основных проектных данных двигателя | 102 |
| 4.6. Оценка эффективности вариантов проектируемого ТРДДФ в системе сверхзвукового ЛА. Выбор оптимального варианта | 105 |
| <i>Глава 5. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТВД И ТВВД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА</i> | 108 |
| 5.1. Задание на проектирование турбовинтового (турбовинто-вентиляторного) двигателя | 108 |
| 5.2. Предварительный выбор основных параметров рабочего процесса ТВВД | 109 |
| 5.3. Предварительная оценка исходных данных к проектному термогазодинамическому расчету двигателя | 113 |
| 5.4. Проектный термогазодинамический расчет рабочего процесса ТВВД на заданных режимах | 116 |
| 5.5. Расчет основных проектных данных двигателя | 119 |
| 5.6. Оценка эффективности вариантов проектируемого ТВВД в системе ДПС. Выбор оптимального варианта | 125 |
| <i>Глава 6. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ВЕРТОЛЕТА</i> | 128 |
| 6.1. Задание на проектирование вертолетного ГТД | 128 |
| 6.2. Предварительный выбор основных параметров рабочего процесса вертолетного ГТД | 129 |
| 6.3. Предварительная оценка исходных данных к проектному термогазодинамическому расчету двигателя | 134 |
| 6.4. Проектный термогазодинамический расчет рабочего процесса турбовального двигателя на заданных режимах | 136 |
| 6.5. Расчет основных проектных данных двигателя | 138 |
| 6.6. Оценка эффективности вариантов проектируемого ТВВД в системе транспортного вертолета. Выбор оптимального варианта | 141 |
| <i>Приложение. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ПОЛЬЗОВАНИЯ ПРОГРАММНЫМ КОМПЛЕКСОМ VSDX ДЛЯ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ГТД НА ЭВМ</i> | 144 |
| <i>Литература</i> | 173 |

Св. план 1984, поз. 21

*Валентин Григорьевич Маслов,
Вснeдикт Степанович Кузьмичев,
Владимир Алексеевич Григорьев*

**ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ
ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ
АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Редактор Т. К. Кретинина
Техн. редактор Н. М. Каленюк
Корректор С. С. Рубан

Сдано в набор 12.09.84 г. Подписано в печать 12.12.84 г.
ЕО 00378. Формат 60×84 1/16.
Бумага писчая белая. Гарнитура литературная.
Печать высокая. Усл. п. л. 9,2. Уч.-изд. л. 8,0.
Т. 800 экз. Заказ 738. Цена 30 к.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени С. П. Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Типография УЭЗ КуЛИ, г. Куйбышев, ул. Ульяновская, 18.