

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЁВА»

*В.А. ГРИГОРЬЕВ, А.В. ЖДАНОВСКИЙ,
В.С. КУЗЬМИЧЁВ, И.В. ОСИПОВ, Б.А. ПОНОМАРЕВ*

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

2-е издание, исправленное и дополненное

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2009

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55
В 92



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэро-
космических и геоинформационных технологий"**

**Авторы: В.А.Григорьев, А.В.Ждановский, В.С.Кузьмичев,
И.В. Осипов, Б.А. Пономарев**

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. УГАТУ И.А. Кривошеев,
кафедра конструкции и проектирования двигателей
летательных аппаратов СГАУ

В 92

Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие / [В.А. Григорьев и др.] – 2-е изд., испр. и доп. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 202 с. : ил.

ISBN 978-5-7883-0714-5

Изложены методические основы выбора оптимальных для летательных аппаратов значений параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей и их термогазодинамических расчетов. Приведены методики расчета рабочих процессов в типовых основных элементах ГТД. Даны примеры выбора значений параметров и термогазодинамических расчетов ТРД, ТРДД, ТРДДФ, турбовинтовых и турбовинтовентиляторных двигателей, двигателей со свободной турбиной для вертолетов. Приведены рекомендации, позволяющие на основе изложенных примеров перейти к расчетам конкретных типов и схем двигателей. Даны справочные материалы, существенно облегчающие процесс расчета ГТД.

Основные методические материалы можно использовать в качестве математических моделей при проведении термогазодинамического анализа результатов испытаний авиационных ГТД.

Учебное пособие предназначено для студентов специальности 160301, выполняющих курсовые и дипломные проекты по формированию облика рабочего процесса авиационных ГТД и по термодинамическому анализу результатов их испытаний.

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55

ISBN 978-5-7883-0714-5

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2009

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие.....	8
Основные условные обозначения	9
Глава 1. МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА АВИАЦИОННЫХ ГТД.....	15
1.1. Основные принципы выбора значений параметров авиационных ГТД.....	15
1.2. Варианты постановки задач при дипломном и курсовом проектировании авиационных ГТД.....	17
1.2.1. Вариант общего задания на проектирование ГТД и ЛА.....	17
1.2.2. Варианты постановки задач, характерные для большей части дипломных и курсовых проектов ГТД.....	19
1.3. Предварительный выбор оптимальных параметров рабочего процесса авиационного ГТД.....	20
1.3.1. О выборе расчетного режима авиационного ГТД	20
1.3.2. Метод предварительной оценки оптимальных диапазонов параметров авиационного ГТД.....	21
1.4. Методика предварительного распределения работ между каскадами турбокомпрессора ГТД.....	24
1.4.1. Подготовка исходных данных для расчета.....	28
1.4.2. Решение системы балансных уравнений.....	29
1.4.3. Определение величин КПД каскадов компрессора и турбины	31
1.4.4. Проверка прочностных ограничений.....	33
1.4.5. Согласование полученных результатов с обобщенными статистическими закономерностями	33
1.5. Методика сравнительной оценки эффективности вариантов проектируемого ГТД в системе ЛА.....	35
1.5.1. Определение основных проектных данных ГТД.....	35
1.5.2. Расчет взлетной массы ЛА.....	36
1.5.3. Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т·км.....	40
1.5.4. Расчет стоимости жизненного цикла ГТД в системе ЛА.....	41
ГЛАВА 2. МЕТОДИКА ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ АВИАЦИОННЫХ ГТД	50
2.1. Необходимые термогазодинамические материалы.....	50
2.2. Расчет рабочего процесса во входном устройстве.....	51
2.3. Расчет рабочего процесса в компрессоре.....	53
2.4. Расчет рабочего процесса в камере сгорания.....	58

2.5. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ТУРБИНЕ.....	63
2.5.1. Расчет рабочего процесса турбин ВД и СД у всех типов ГТД, а также турбин НД у двухвальных ТРД, ТРДД и ТВАД.....	70
2.5.2. Расчет рабочего процесса турбин одновальных ТВД, турбин НД двухвальных ТВД и свободной турбины ГТД СТ.....	72
2.6. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СМЕШЕНИЯ.....	73
2.7. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ.....	75
2.8. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЫХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ.....	80
2.8.1. Проектный расчет рабочего процесса в выходных устройствах ГТД для дозвуковых самолетов.....	80
2.8.2. Проектный расчет рабочего процесса в выходных устройствах ГТД для сверхзвуковых самолетов.....	82
2.8.3. Проектный расчет рабочего процесса в выходных устройствах ГТД СТ для вертолетов.....	84
Глава 3. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗО- ДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРДД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА.....	86
3.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	86
3.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД.....	87
3.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ.....	90
3.4. ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД НА ЗАДАННЫХ РЕЖИМАХ.....	94
3.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ.....	99
3.5.1. Определение тяги и удельного расхода топлива ТРДД на расчетном режиме ($N=11$ км, $M=0,8$).....	99
3.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя.....	100
3.5.3. Определение тяги и удельного расхода топлива двигателя на других заданных режимах.....	102
3.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя.....	102
3.6. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВАРИАНТОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ТРДД В СИСТЕМЕ ДПС. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА.....	105
3.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива.....	106
3.6.2. Расчет взлетной массы ЛА.....	106
3.6.3. Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т км.....	107
3.6.4. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя.....	107
Глава 4. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРДДФ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ.....	110
4.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРДДФ.....	110

4.2. Предварительный выбор основных параметров рабочего процесса ТРДДФ	111
4.3. Предварительная оценка исходных данных к проектному термогазодинамическому расчету двигателя	118
4.4. Проектный термогазодинамический расчет рабочего процесса ТРДДФ на заданных режимах	123
4.5. Расчет основных проектных данных двигателя	129
4.5.1. Определение тяги и удельного расхода топлива ТРДДФ на расчетном режиме ($N_n = 0$, $M_n = 0$)	129
4.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя	129
4.5.3. Определение тяги и удельного расхода топлива на других заданных режимах	131
4.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя	132
4.6. Оценка эффективности вариантов проектируемого ТРДДФ в системе сверхзвукового ЛА. Выбор оптимального варианта	134
4.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива	134
4.6.2. Расчет взлетной массы ЛА	135
4.6.3. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя	135
Глава 5. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТВД И ТВВД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА НА ПРОЕКТНОМ КРЕЙСЕРСКОМ И НЕРАСЧЕТНОМ ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМАХ	138
5.1. Задание на проектирование турбовинтового (турбовинтовентиляторного) двигателя	138
5.2. Предварительный выбор основных параметров рабочего процесса ТВВД	139
5.3. Предварительная оценка исходных данных к проектному термогазодинамическому расчету двигателя	142
5.4. Проектный термогазодинамический расчет рабочего процесса ТВВД на заданных режимах	147
5.5. Расчет основных проектных данных двигателя	151
5.5.1. Определение мощности, тяги и удельного расхода топлива ТВД на расчетном режиме ($N = 11$ км; $M = 0,8$)	151
5.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя	153
5.5.3. Определение мощности, тяги и удельного расхода топлива двигателя на других заданных режимах	154
5.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя	156
5.6. Оценка эффективности вариантов проектируемого ТВВД в системе ДПС. Выбор оптимального варианта	158
5.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива	158
5.6.2. Расчет взлетной массы ЛА	160

5.6.3. Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т км.....	160
5.6.4. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя	161
Глава 6. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ.....	164
6.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД.....	164
6.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД СТ	165
6.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ	170
6.4. ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЗАДАНЫХ РЕЖИМАХ	173
6.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ	176
6.5.1. Определение мощности и удельного расхода топлива ГТД СТ на расчетном (взлетном) режиме ($N_n = 0, V_n = 0$).....	176
6.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя.....	176
6.5.3. Определение мощности и удельного расхода топлива на других заданных режимах.....	177
6.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя.....	178
6.6. Оценка эффективности вариантов проектируемого ТВАд в системе транспортного вертолета. Выбор оптимального варианта.....	179
6.6.1 Расчет суммарной массы силовой установки и топлива.....	179
6.6.2. Расчет взлетной массы вертолета.....	180
6.6.3. Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т·км	180
6.6.4. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя.....	181
Глава 7. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ ТРД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ДПЛА (ВОЗДУШНЫЕ МИШЕНИ).....	184
7.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ	184
7.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРД.....	184
7.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ НА КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ.....	187
7.4. ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРД НА ЗАДАНЫХ РЕЖИМАХ	189
7.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ	192
7.5.1. Определение тяги и удельного расхода топлива ТРД на расчетном режиме ($H=0$ км, $M=0$).....	192
7.5.2 Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя.....	193
7.5.3 Определение тяги и удельного расхода топлива на других заданных режимах.....	194

7.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя.....	194
7.6. Оценка эффективности вариантов проектируемого ТРД для ДПЛА.	
ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА	195
7.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива.....	196
7.6.2. Расчет взлетной массы ЛА.....	196
7.6.3. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя.....	197
Список литературы.....	200

ПРЕДИСЛОВИЕ

Разработка проекта авиационного ГТД - это относительно небольшой по продолжительности, чрезвычайно важный по принимаемым решениям период жизненного цикла двигателя. В результате проектирования формируется необходимая информация как по двигателю в целом, так и по всем его элементам. Это, в конечном счете, предопределяет облик двигателя, особенности его конструктивного воплощения, характер технологических процессов при производстве и условия его эксплуатации. Такие решения, учитывая назначение авиационных двигателей, должны приниматься на основе создания наиболее эффективной системы ГТД-ЛА.

Особую роль в процессе создания двигателя играет этап термодинамического проектирования двигателя, на котором выбираются тип и схема двигателя, важнейшие параметры его рабочего процесса. От обоснованного выбора наиболее рациональных решений на этом этапе во многом зависит судьба проекта.

Данное учебное пособие предназначено для того, чтобы обучить студентов современным подходам и методам проектирования оптимального рабочего процесса ГТД. Оно является дальнейшим развитием работы [5], которая в течение многих лет успешно использовалась при курсовом и дипломном проектировании ГТД в СГАУ.

Основными особенностями данного пособия являются: подход к выбору параметров ГТД, основанный на оценке эффективности силовой установки по критериям летательного аппарата, рассмотрение методик расчета многовальных ГТД с высокими параметрами рабочего процесса, использование при термодинамических расчетах любого типа ГТД современных автоматизированных систем. Для снижения трудоемкости расчетов по выбору параметров двигателя в пособии даются ориентировочные области оптимальных для ЛА параметров рабочего процесса различных типов ГТД, полученные на основе результатов оптимизационных расчетов при типовых значениях скорости, высоты и дальности полета, КПД узлов и коэффициентов потерь в проточной части современных авиационных двигателей.

Большая заслуга в подготовке основ данного учебного пособия принадлежит профессору В.Г. Маслову, работы которого существенно развили методологию проектирования авиационных ГТД.

В главе 1 изложены методические основы выбора параметров и проточного расчета авиационных ГТД. Описаны возможные постановки задач

различной степени сложности при дипломном и курсовом проектировании авиационных двигателей, рассмотрены современные критерии выбора их параметров, а также характерные ограничения. Формулируются возможные варианты заданий на их проектирование. Изложены также методики предварительного распределения работ между каскадами турбокомпрессора многоступенчатых ГТД и сравнительной оценки эффективности вариантов проектируемого двигателя в системе ЛА.

В главе 2 рассмотрены математические модели рабочих процессов в основных элементах ГТД и даны рекомендации по выбору исходных данных для проектного расчета и расчета характеристик двигателя.

В 3, 4, 5, 6 и 7 главах рассмотрены подробные числовые примеры выбора параметров рабочего процесса, исходных проектных данных, термодинамического расчета и расчета технико-экономических показателей эффективности двигателя в системе ЛА для ТРДД, ТРДДФ, ТВД (ТВВД), турбовального ГТД и ТРД, иллюстрирующие необходимую последовательность расчетов и характерное изменение параметров рабочего процесса.

Полученные в результате расчетов по данному пособию параметры являются исходными для проектирования турбокомпрессора (формирования его конструктивно-геометрического облика и последующего газодинамического проектирования компрессора и турбины).

Главы 1, 2, 3 и 4 написаны В.С. Кузьмичевым, раздел 1.5.4 главы 1 – А.В. Ждановским с участием Г.Г. Иджикяна, Т.С. Ерченковой и Р.З. Ягудиной, главы 5 и 6 – В.А. Григорьевым, глава 7 – В.А. Григорьевым, И.В. Осиповым, Б.А. Пономаревым.

Авторы считают своим долгом выразить глубокую благодарность сотрудникам кафедры теории двигателей летательных аппаратов СГАУ И.Морозову и В.Н. Кургановой за помощь в подготовке электронного варианта данного пособия, а также рецензентам – д-ру техн. наук, проф. И.А. Кривошееву и кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов СГАУ.

Основные условные обозначения

- A_T – 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 ГРДД, кг/кН·ч;
 C_e – удельный расход топлива турбовальных ГТД, кг/кВт·ч;
 C_3 – удельный эквивалентный расход топлива ТВД, кг/кВт·ч;
 $C_{ткм}$ – 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;
 $G_{тч}^{ср}$ – среднечасовой расход топлива;
 H – высота полета, км;
 H_u – низшая теплотворная способность топлива, кДж/кг;
 i – энгальпия, кДж/кг;
 L^* – работа компрессора, турбины, кДж/кг;
 m – степень двухконтурности;
 $\gamma_{дв}$ – удельная масса ГТД, кг/кН, кг/кВт;
 M – масса, кг;
 $M_{СУ+m}$ – масса СУ и топлива на ЛА, кг;
 $M_{дв}$ – сухая масса двигателя, кг;
 M – число Маха;
 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 – энтропия, кДж/кг; стоимость, р.;
 T – температура, К; период времени, год; ч; межремонтный ресурс, ч;
 t – время, ч;
 V – скорость полета, м/с; км/ч;

- x – оптимизируемый параметр ГТД;
 Y – критерий эффективности;
- $$i_T^* = \frac{U_{T\text{cp}} \sqrt{z_T}}{c_{T\delta}^*} \quad \text{– параметр нагруженности турбины;}$$
- z – число ступеней;
 α – коэффициент избытка воздуха;
 Δy – отклонение от экстремума критерия оптимальности, %;
- $$\eta_T^*, \eta_K^* \quad \text{– коэффициент полезного действия турбины, компрессора;}$$
- η_T – коэффициент полноты сгорания;
 k – показатель изэнтропии;
 λ – приведенная скорость;
 μ – коэффициент расхода, тяговооруженность ЛА;
 ν – коэффициент изменения массового расхода;
- $$\pi_K, \pi_T \quad \text{– степень повышения (понижения) полного давления в компрессоре (турбине);}$$
- $$\pi(T) = \exp \frac{S - S_0}{R} \quad \text{– энтропийная термодинамическая функция ("относительное давление");}$$
- σ – коэффициент восстановления полного давления;
 τ – ресурс;
- $$\tau_{\text{нЛА}} \quad \text{– назначенный ресурс ЛА, ч;}$$
- $$\tau_{\text{нАЭ}} \quad \text{– назначенный ресурс АД, ч;}$$
- ϕ_c – коэффициент скорости реактивного сопла (выходного устройства);
- $$\pi_c = \frac{P_c^*}{\sigma_{\text{вых}} P_n} \quad \text{– располагаемая степень понижения давления в выходном устройстве ГТД;}$$
- Z – количество двигателей.

Индексы

- v – воздух, вентилятор, винт, вал;
 vx – вход, сечение перед компрессором;
 vzl – 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;
кц, вц		—	сечение за компрессором наружного контура (вентилятором);
кн(би)		—	коммерческая (боевая) нагрузка;
кс		—	камера сгорания;
кр		—	крейсерская, критическая;
тах		—	максимальный;
тiп		—	минимальный;
н		—	высотный, начальный, назначенный, сечение перед двигателем;
нз		—	навигационный запас;
нач		—	на начальном участке полета;
окр		—	опытно-конструкторские работы;
об		—	оборудование;
охл		—	охлаждение;
п		—	полет;
пл		—	планер;
пп		—	подготовка производства;
пр		—	приведенный к САУ; производство;
пс		—	подпорные ступени;
з		—	изоэнтропический;
р		—	расчетный;
рев		—	реверс тяги;
рем		—	ремонт;
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;
то		—	техническое обслуживание;
т		—	топливо, механический;
тс		—	топливная система;
уд		—	удельный;
ут		—	утечки;
ф, фк		—	форсажный, форсажная камера;
ч		—	часовой;
з		—	эквивалентный;

opt	–	оптимальный;
эксп	–	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

BCX	–	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;
ГТД	–	газотурбинный двигатель;
ГТДСТ	–	турбовальный двигатель со свободной турбиной;
ТРД	–	турбореактивный одноконтурный двигатель;
ТРДД (ТРДДФ)	–	двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД с форсажной камерой).
ТЭО	–	технико-экономическое обоснование;
АД	–	авиационный двигатель;
ЖЦ	–	жизненный цикл;
ЛА	–	летательный аппарат;
ТЗ	–	техническое задание;
S	–	стоимость;
ОКР	–	опытно-конструкторские работы;
ТО	–	техническое обслуживание;

НИР	–	научно-исследовательские работы;
НТЗ	–	научно-технический задел;
$a_0, a_1, a_2, \dots, a_k$	–	статистические коэффициенты;
x_1, x_2, \dots, x_k	–	независимые переменные;
УВТ	–	управляемый вектор тяги;
K, k	–	коэффициент;
Ц	–	цена;
ГСМ	–	горюче-смазочные материалы;
\bar{T}	–	средняя наработка АД на съём в ремонт по всем причинам;
$T_{дсд}$	–	средняя наработка на отказ.

Глава 1. МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА АВИАЦИОННЫХ ГТД

1.1. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ВЫБОРА ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Наиболее ответственные и сложные задачи, возникающие при проектировании авиационного ГТД – это выбор значений параметров рабочего процесса и его расчет. 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 оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД. При этом возможны два основных случая. В одном из них параметры двигателя оптимизируют 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_{Π} , M_{Π} , а также необходимые величины основных технических данных двигателя, определяющих эффективность ЛА – $P_{\text{дв кр}}$, $P_{\text{дв взл}}$, $C_{\text{уд кр}}$, $M_{\text{дв}}$ и $D_{\text{дв}}$. В другом случае для нового ЛА создается новый двигатель. В этом случае оптимизацию параметров двигателя и ЛА целесообразно производить одновременно. При этом критериями при 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_{Π} , M_{Π} , L_{Π} , $M_{\text{кн}}$, $L_{\text{впп}}$ и критерии оценки ЛА – Y_i . Выбранные значения параметров 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 – проектант ГТД не связан жестко заданными ТУ на основные проектные данные двигателя и имеет возможность подобрать такое их сочетание, которое будет оптимально для ЛА и рационально конструктивно и технологически.

Благодаря развитию системного подхода разработчики ТТТ на ЛА и в первом случае находят иногда целесообразным вместо жесткого задания величин $C_{\text{уд}}$, $M_{\text{дв}}$ и $D_{\text{дв}}$ для СУ оговаривать или диапазоны необходи-

мых значений этих величин, или указывать вместо этого допускаемые величины критериев эффективности ЛА и некоторых ограничений. Например, задаются H_{Π} , M_{Π} , L_{Π} , $P_{\text{дв}}$ и ограничения $D_{\text{дв}} \leq a$, $Y \leq b$ 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_{Π} и производительности $\Pi_{\text{ч}}$ 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 $[(D - a) \Pi_{\text{ч}}]$, 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 $S_{\text{ж ЛА}}$ [10], 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 [10]: 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_j соответствует свой комплекс оптимальных параметров двигателя. С другой стороны, окрестности целевых функций в районе оптимумов 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 максималь-

ную эффективность ЛА. Учитывая эту особенность, среди множества рациональных значений 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 графических зависимостей, позволяющих выбрать для проработки один или несколько вариантов параметров для проектируемого двигателя (см. разд. 3.2, 4.2, 5.2, 6.2, 7.2).

Рассмотренные выше принципы выбора значений 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 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 $M_{\text{кн}}$ была перевезена со скоростью $M_{\text{п}}$ на высоте $H_{\text{п}}$ на расстояние $H_{\text{п}}$. При этом совокупная эффективность летательного аппарата Y должна быть по некоторым критериям максимальной, а по другим – ниже заданной величины. Оговаривается также ряд других ограничений, например, $L_{\text{впл}} < (L_{\text{впл}})_{\text{ту}}$, $T_c^* \leq (T_c^*)_{\text{ту}}$ и т.д. (см. I 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 [7, 10, 16].

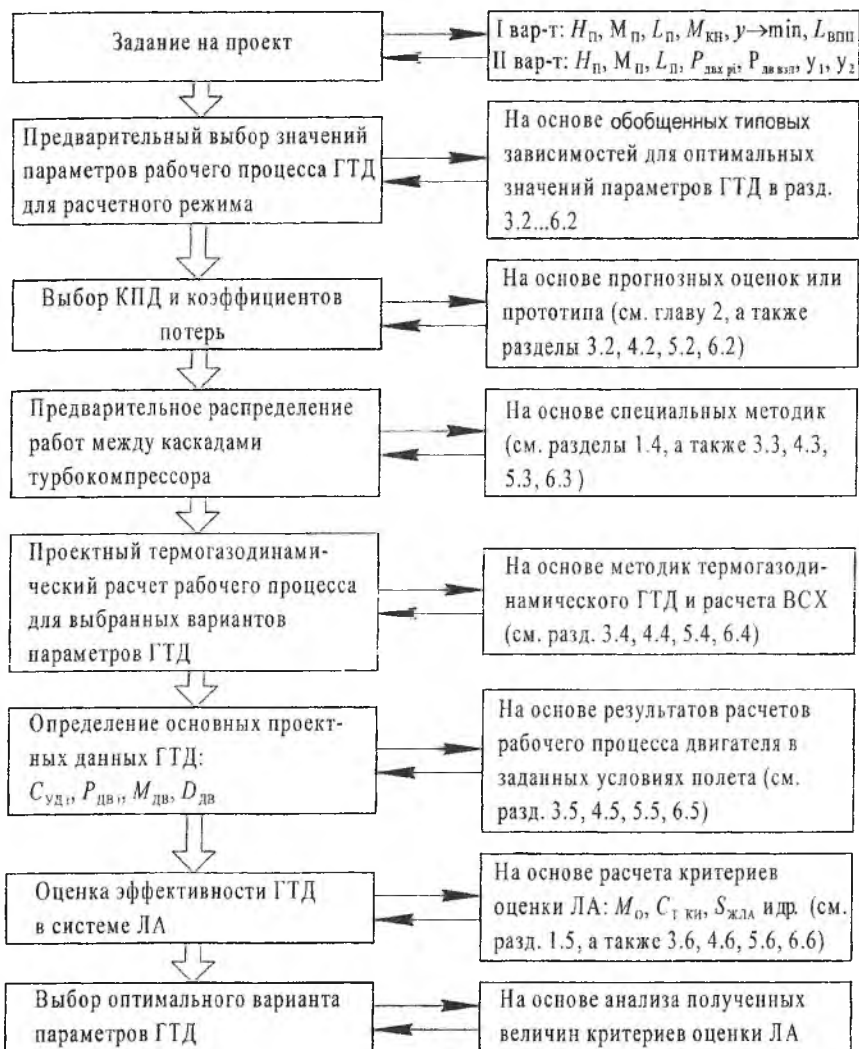


Рис. 1.1. Алгоритм определения оптимального варианта параметров для проектируемого авиационного ТГД

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

В ряде случаев при дипломном проектировании ГТД задаются потребные величины тяги на важнейших режимах полета ($P_{дв\ взл}$ и $P_{дв\ i}$ при $M_{п\ i}$, $H_{п\ i}$, $L_{п\ i}$) и указываются прототипы ЛА и ГТД. При этом выбранные значения параметров двигателя должны обеспечивать максимально возможное значение эффективности ЛА Y_1 , а также 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 $P_{дв}$, $C_{уд}$, $M_{дв}$ и $D_{дв}$.

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 $L_{п}$ задаются требуемые величины $C_{уд}$ на рассматриваемых режимах полета ($M_{п\ i}$, $H_{п\ i}$, $P_{дв\ i}$), а также допускаемые значения $M_{дв}$ и $D_{дв}$. При курсовом проектировании часто ограничиваются заданием основных параметров ГТД только для взлетного режима ($P_{дв}$, $C_{уд}$ 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 – $H_{п} = 0$, $M_{п} = 0$, $P_{дв\ взл}$ и режим полета при дозвуковой скорости, например $H_{п} \approx 11$ км; $M_{п} \approx 0,8$; $P_{дв\ кр\ 1}$.

При этом для ДПС обычно $P_{дв\ кр\ 1}/P_{дв\ взл} \approx 0,17..0,23^*$. В случае самолетных ТВД (ТВВД) часто вместо тяги $P_{дв\ кр\ 1}$ задают величину эквива-

* По статистическим данным ДПС, в связи с установившимся уровнем величин внешнего сопротивления $C_{x\ мг}$, аэродинамического качества планера $K_{ЛД}$ и др. параметров ЛА, весьма стабильной является величина $P_{дв\ кр\ нач}/P_{дв\ взл} = 0,22..0,24$ [11]. В этом случае среднее за полет значение крейсерской тяги

$$P_{дв\ кр\ 1} = P_{дв\ кр\ ср} \approx (0,2..0,24)P_{дв\ взл} \left(1 - 0,02 \frac{L_{п}}{V_{кр}} \right) = (0,17..0,23)P_{дв\ взл}$$

лентной мощности $N_{э\text{кр}1}$, соответствующую $H_{п} = 6...1$ км, $M_{п} = 0,45...0,8$. При этом для ДПС обычно $N_{э\text{кр}1}/N_{э\text{взл}} \approx 0,55...0,6$.

Для сверхзвуковых многорежимных ЛА задается, кроме $P_{дв\text{кр}1}$, тяга для режима полета на сверхзвуковой скорости, например: $H_{п} \approx 15$ км; $M_{п} \approx 2$; $P_{дв\text{кр}2}^{\Phi}$. При этом $P_{дв\text{кр}2}^{\Phi}/P_{дв\text{взл}}^{\Phi} \approx 0,35...0,45$ и $P_{дв\text{кр}}/P_{дв\text{взл}}^{\Phi} \approx 0,08...0,12$.

Для вертолетных ГТД может быть задан взлетный режим — $H_{п} \approx 0...1,5$ км, $N_{э\text{взл}}$ и режим крейсерского полета, например, $N_{э\text{кр}}$ при $V_{п} = 250$ м/ч, $H_{п} = 0,5$ км. В зависимости от назначения вертолета $N_{э\text{кр}} \approx (0,6...0,8) N_{э\text{взл}}$. Примеры вариантов конкретных заданий на проектирование ГТД описываются в разд. 3.1...7.1.

1.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННОГО ГТД

1.3.1. О выборе расчетного режима авиационного ГТД

Выбор значений 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 наивыгоднейшего 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 не зависимо 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 ($N_{п}$, $M_{п}$, $P_{дв}$), на котором получают при $\lambda_{вх} = \text{const}$ максимальный потребный размер двигателя ($F_{вх \max}$). 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 [16]. При дипломном проектировании, исходя из имеющегося опыта проектирования ГТД, выбор расчетного режима двигателя обычно упрощают, полагая в качестве такового режим работы, на котором при $F_{вх} = \text{const}$ достигается наибольшая величина $\lambda_{вх}$. 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 ограничиваются 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 ($\sigma_{вх}$, $\sigma_{кс}$, $\eta_{к}^*$, $\pi_{к}$, $\Phi_{с}$ 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 термодинамического расчета двигателя. Число последних зависит прежде всего от типа двигателя, так как помимо $\pi_{к}$ 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_{Γ}^* замкнутую систему уравнений термогазодинамического расчета ГТД обычно определяют следующие параметры:

у ТРД и ГТД СТ – π_{κ} ;

у ТВД (ТВВД) – π_{κ} , π_{σ} ;

у ТРДД – π_{κ} , π_{ν} , m ;

у ТРДДФ – π_{κ} , π_{ν} , m ; $T_{\Phi}^*(\alpha_{\Sigma})$.

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 – $M_{\text{СУ+тп}}$ [11] или взлетная масса ЛА – M_0 [7,10]. Как показано в [10], параметры ТРДД, выбранные в пределах области минимума взлетной массы ЛА – M_0 , являются оптимальными по критерию $M_{\text{СУ+тп}}$ и компромиссными для других важнейших технико-экономических критериев оценки эффективности ЛА ($S_{\text{жЛА}}$, $C_{\text{ткм}}$), в то время как параметры, выбранные из условия $C_{\text{уд min}}$ или $C_{\text{уд эф min}}$, 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_{Γ}^* и дальности полета $L_{\text{п}}$ по критерию $M_{\text{СУ+тп}}$ и ряду типичных критериев оценки ЛА [10]: $S_{\text{жЛА}}$ – стоимости жизненного цикла ЛА с ГТД, $C_{\text{ткм}}$ – удельным затратам топлива ЛА на 1 т·км и M_0 – взлетной массе ЛА при отклонениях от их минимумов на $\Delta_y = (Y - Y_{\text{min}})/Y_{\text{min}} = 0,5\%$. На этом же рисунке для сопоставления показаны области оптимальных параметров ТРДД по внесистемным критериям – удельным расходам топлив ГТД $C_{\text{уд}}$ и $C_{\text{уд эф}}$. 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

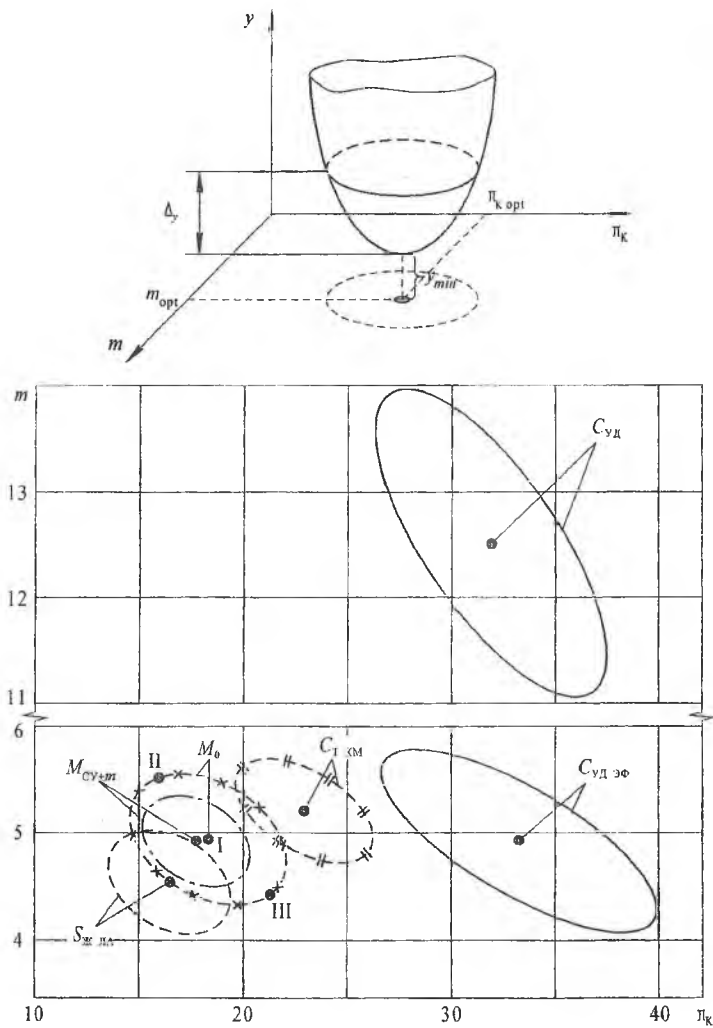


Рис. 1.2. Характерное расположение областей оптимальных параметров рабочего процесса ТРДД при различных критериях оценки ЛА – Y_i :

$$H = 11 \text{ км}, M = 0,8, L_{\text{П}} = 3500 \text{ км}, \Delta y = 0,5\%, \pi_{\text{в}} = \pi_{\text{в опт}},$$

$$T_{\text{Г КД}}^* = 1240 \text{ К}, C_{\text{х мг}} = 0,06$$

$X_{opt} = f(T_{\Gamma max}^*, L_{II})$ (см., например, разд. 3.2). По таким зависимостям, рассчитанным при типовых значениях КПД 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_{Γ}^* 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 КПД и коэффициентов потерь в элементах двигателя, основываясь на рекомендациях, данных в главе 2. Так как в общем случае выбранные значения КПД не совпадут с типовыми, заложенными в расчет зависимостей $X_{opt} = f(T_{\Gamma max}^*, L_{II})$, то оптимальность выбранных сочетаний параметров проверяется расчетом. Анализируя полученные величины заданных технико-экономических показателей ЛА (M_0 , C_{TKM} или $S_{жЛА}$ и др.), ориентируются на тот из рассмотренных вариантов двигателя, который обеспечивает наилучшие показатели (см. разд. 1.5).

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 многовальтной схемы ГТД требуется предварительно распределить выбранную величину $\pi_{K\Sigma}$ по каскадам компрессора и оценить величины основных параметров рабочего процесса и КПД 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 $\pi_{K i}$ по каскадам ком-

прессора, которые обеспечили бы при выбранных значениях суммарной степени повышения давления $\pi_{k\Sigma}$, степени повышения давления в вентиляторе π_B , степени двухконтурности m и температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* 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 КПД компрессора и турбины. В простейшем случае, когда конечной целью термогазодинамических расчетов ГТД не является проектирование турбины или компрессора двигателя, определение величин π_{ki} в каскадах турбокомпрессора можно осуществить, основываясь на обобщенных статистических данных, следующим образом:

$$L_{кнд s}^* = x_s (L_{k\Sigma}^* + m L_{B s}^*) - m L_{B s}^*,$$

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

$$L_{k\Sigma}^* = c_p T_{\Pi}^* \left(\pi_{k\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right); \quad L_{B s}^* = c_p T_{\Pi}^* \left(\pi_B^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right), \quad (1.1)$$

откуда
$$\pi_{кнд} = \left(\frac{L_{кнд}^*}{c_p T_{\Pi}^*} + 1 \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad \pi_{квд} = \frac{\pi_{k\Sigma}}{\pi_{кнд}}.$$

При этом в случае трехвальных ТРДД

$$L_{кнд s}^* \cong x'_s (L_{k\Sigma}^* - L_{кнд s}^*), \quad \text{где } x'_s \cong 0,35 \dots 0,45.$$

Основываясь на полученных величинах π_{ki} , оценивают величины η_{ki}^* , L_{ki}^* , η_{Ti}^* и другие 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 $Y_{Ti}^* \approx Y_{T\text{opt}}^*$. В этом случае проработку рационального распределения работы в каскадах турбокомпрессора целе-

сообразно вести более детализированными методами, применяя ЭВМ [13]. 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:

$$L_{ТВДs}^* \eta_{ТВД}^* \eta_{МВД} \bar{G}_{ГВД} = c_p T_n^* (\pi_{квд}^{0,286} - 1) \frac{1}{\eta_{квд}^*} + \Delta L_B^* ;$$

$$L_{ТВДs}^* \eta_{ТВД}^* \bar{G}_{ГВД} = c_p T_n^* \left[1 + (\pi_{квд}^{0,286} - 1) \frac{1}{\eta_{квд}^*} \right] (\pi_{квд}^{0,286} - 1) \frac{1}{\eta_{квд}^*} \quad (1.2)$$

$$\pi_{кнд} \pi_{квд} = \pi_{к\Sigma} ,$$

где $L_{ТВДs}^* = \frac{z_{ТВД} U_{ТВД}^2}{2 Y_{ТВД}^{*2}} ; Y_T^* = \frac{U_{Tcp} \sqrt{z_T}}{c_{Ts}^*} ; c_{Ts}^* = \sqrt{2 L_{Ts}^*} ;$

$$L_{ТВДs}^* = \frac{z_{ТВД} U_{ТВД}^2}{2 Y_{ТВД}^{*2}} ;$$

$$\Delta L_B^* = \begin{cases} m c_p T_n^* (\pi_{вп}^{0,286} - 1) \frac{1}{\eta_B} & \text{для ГРДД;} \\ 0 & \text{для ГРД и ГТДСТ;} \\ N_e / G_B & \text{для ГВД.} \end{cases}$$

В данном случае в трех уравнениях системы (1.2) имеются 8 неизвестных величин: $\pi_{кнд}$, $\pi_{квд}$, окружные скорости на среднем диаметре турбин ($U_{ТВД}$, $U_{ТВД}$), число ступеней турбин ($z_{ТВД}$, $z_{ТВД}$) и нагруженность каскадов турбин ($Y_{ТВД}^*$, $Y_{ТВД}^*$). 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 $Y_{ТНД}^*$, $Y_{ТВД}^*$ выбирают в окрестностях $Y_{Торт}^*$ в диапазоне

$$Y_T^* = \left(\frac{U_T \sqrt{z_T}}{c_{T,5}} \right) = 0,45 \dots 0,65, \quad (1.3)$$

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

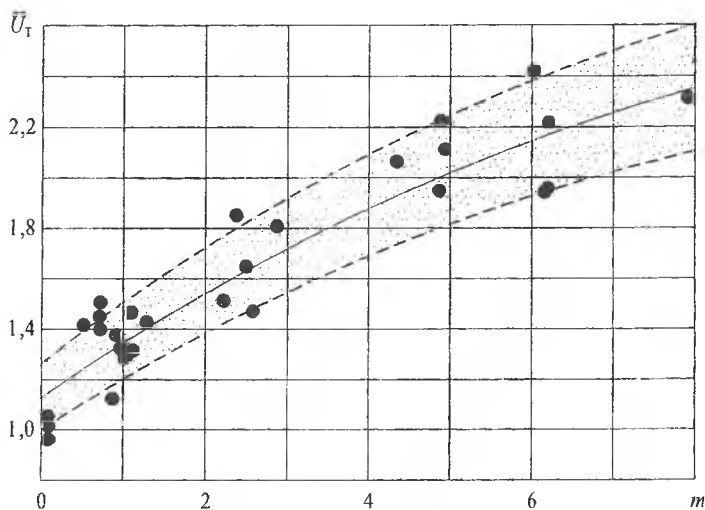


Рис. 1.3. Статистическая зависимость соотношения окружных скоростей на средних диаметрах турбин ВД и НД: ——— \bar{U}_T по уравнению (1.4); - - - - границы относительного среднеквадратичного отклонения $\sigma = 11\%$

Тогда для того, чтобы система уравнений (1.2), (1.3) при выбранных величинах $z_{ТВД}$ и $z_{ТНД}$ была замкнута, достаточно ввести в нее только одно уравнение. Например, ввести, основываясь на статистических данных ГТД (рис. 1.3), уравнение конструктивного согласования частот вращения каскадов:

$$\bar{U}_T^* = \frac{U_{ТВД}}{U_{ТВД}} \cong 0,533(1+m)^{0,536} + 0,6 \quad (1.4)$$

которое вытекает из условия $\frac{\epsilon_{ТВД}}{\epsilon_{ТВД}} \approx \text{const}$, т.е. сохранения примерно постоянным среднестатистического соотношения максимально допускаемых напряжений в лопатках турбин ВД и НД $\epsilon_T = (U_T^2 h_l / D_{ср}) = (\sigma_p / 2\rho k_\phi)$ [9].

В результате решения системы (1.2) совместно с уравнениями (1.3) и (1.4) могут быть определены в качестве первого приближения величины $\pi_{кнд}$, $\pi_{квд}$, $U_{Тнд}$, $U_{Твд}$, соответствующие выбранным величинам: $z_{Тнд}$, $z_{Твд}$ и нагруженности каскадов турбин: $Y_{Твд}^*$, $Y_{Тнд}^*$. Ниже кратко описывается методика такого расчета с помощью ЭВМ [13].

1.4.1. Подготовка исходных данных для расчета

1. Выбирается число ступеней турбины ВД $z_{Твд} \geq 1$ и турбины НД $z_{Тнд} \geq 1$ (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 КПД ступеней $\eta_{ст.квд}^*$, $\eta_{ст.кнд}^*$, $\eta_{ст.в}^*$ и $\pi_{ст.ср}$, для турбины – величинами $\eta_{ст.Твд}^*$, $\eta_{ст.Тнд}^*$, а также величинами $\eta_{мнд}$, $\eta_{мвд}$, $v_{охлнд}$, $v_{охлвд}$, q_m .

Для вентиляторов ТРДД задаются соотношениями $\bar{\pi} = \pi_{в1} / \pi_{вн}$ и $\bar{\eta} = \eta_{в1}^* / \eta_{вн}^*$ на основе обобщенных статистических зависимостей, приведенных на рис. 1.4.

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

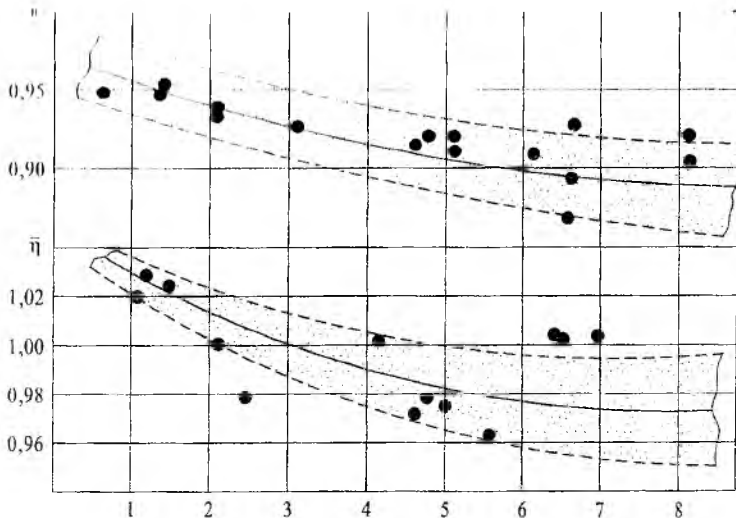


Рис. 1.4. Статистические зависимости соотношений степеней повышения давления и КПД во внутреннем и наружном контурах ступеней вентиляторов ТРДД: $\bar{\eta} = \eta_{в I}^* / \eta_{в II}^*$; $\bar{\pi} = \pi_{в I} / \pi_{в II}$

1.4.2. Решение системы балансных уравнений

В качестве начальных данных оцениваются в первом приближении величины изоэнтروпических КПД в каскадах компрессора и турбины:

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

$$\eta_{твд}^* \cong \eta_{ст твд}^* ; \quad \eta_{в II}^* \cong \eta_{ст в II}^* ;$$

$$\eta_{тнд}^* \cong \eta_{ст тнд}^* + 0,01 .$$

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

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

$$\pi_{квд} = \pi_{к\Sigma} / \pi_{кнд} ;$$

тогда

$$U_{T \text{ вл}} = \sqrt{\frac{c_p T_n^* \left[1 + \left(\pi_{к нд}^{0,286} - 1 \right) - \frac{1}{\eta_{к нд}^*} \right] \left(\pi_{к вл}^{0,286} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{к вл}^*}}{\gamma_2 \eta_{T \text{ вл}}^* \eta_{M \text{ вл}} \bar{G}_{T \text{ вл}}}}, \quad (1.6)$$

тогда

$$U_{T \text{ нд}} = U_{T \text{ вл}} / \bar{U}_T. \quad (1.7)$$

В выражениях (1.5...1,6):

$$A = 1 + \frac{\gamma_2 \eta_{T \text{ вл}}^* \eta_{M \text{ вл}} \eta_{к вл}^* \bar{G}_{T \text{ вл}}}{\gamma_1 \eta_{T \text{ нд}}^* \eta_{M \text{ нд}} \eta_{к нд}^* \bar{G}_{T \text{ нд}}};$$

$$B = \frac{\gamma_2 \eta_{T \text{ вл}}^* \eta_{M \text{ вл}} \eta_{к вл}^* \bar{G}_{T \text{ вл}}}{\gamma_1 \eta_{T \text{ нд}}^* \eta_{M \text{ нд}} \eta_{к нд}^* \bar{G}_{T \text{ нд}}} \left(\frac{1}{\eta_{к нд}^*} - \frac{\Delta L_{в}^*}{c_p T_{вх}^*} \right) + \left(\pi_{к \Sigma}^{0,286} + 1 \right) \frac{1}{\eta_{к вл}^*} - 1;$$

$$C = \pi_{к \Sigma}^{0,286} \left(\frac{1}{\eta_{к нд}^*} - 1 \right),$$

$$\text{где } \gamma_1 = \frac{z_{T \text{ нд}}}{2 \left(\bar{U}_T Y_{T \text{ нд}}^* \right)^2};$$

$$\bar{G}_{T \text{ вл}} \approx (1 + q_m) \left[1 - (1 - v_{\text{вл}}) - (1 - v_{\text{нд}}) \right];$$

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

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

В случае трехвального ТРДД для определения величин $\pi_{к сд}$ и $\pi_{к вл}$ вместо температуры T_n^* вычисляют по формуле (2.11) температуру на выходе из вентилятора по внутреннему контуру (при этом $\pi_{в1} = \pi_{вII} \cdot \bar{\pi}$ и $\eta_{в1}^* = \eta_{вII}^* \cdot \bar{\eta}$), а вместо $\pi_{к \Sigma}$ используется величина $\pi'_{к} = \pi_{к \Sigma} / \pi_{в1}$ (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:

$$U_{\text{Т нд}} = \sqrt{\frac{c_p T_n^* (\pi_{\text{вг}}^{0,286} - 1) \frac{1}{\eta_{\text{к нд}}^*} + \Delta L_{\text{в}}^*}{\frac{z_{\text{Т нд}}}{2 Y_{\text{Т нд}}^*} \eta_{\text{Т нд}}^* \eta_{\text{м нд}} \bar{G}_{\text{Т нд}}}}$$

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

1.4.3. Определение величин КПД каскадов компрессора и турбины

Основываясь на полученных величинах $\pi_{\text{к вд}}$ и $\pi_{\text{к нд}}$, последовательными приближениями уточняются значения $\eta_{\text{к нд}}^*$, $\eta_{\text{к вд}}^*$, $\eta_{\text{Т вд}}^*$, $\eta_{\text{Т нд}}^*$. При этом значения КПД одноступенчатых вентиляторов и турбин ($\eta_{\text{к о}}^*$ и $\eta_{\text{Т о}}^*$) выбирают в зависимости от типа ступени непосредственно по данным табл. 2.1 и 2.2. В общем случае значения КПД компрессоров и вентиляторов на расчетном режиме ГТД оценивают по формуле

$$\eta_{\text{к р}}^* = \eta_{\text{к о}}^* - \sum \Delta \eta_{\text{к i}}^* = \frac{\pi_{\text{к}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{\kappa-1}{\kappa} \eta^* - 1} - \sum \Delta \eta_{\text{к i}}^*, \quad (1.8)$$

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

$$\eta = \frac{\kappa-1}{\kappa} \ln \pi_{\text{ст}} / \ln \left(1 + \frac{\pi_{\text{ст}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{\text{ст}}^*} \right).$$

При этом средние значения $\pi_{ст}$ и $\eta_{ст}^*$ оценивают по данным табл. 2.1, основываясь на выбранном типе ступеней компрессора. Оценить величину КПД многоступенчатого компрессора $\eta_{к0}^*$ по выбранным величинам $\pi_{ст}^*$ и π_k можно также с помощью рис. 2.2.

Для многоступенчатого вентилятора ТРДД (с числом ступеней – z_B) его КПД определяется следующим образом:

$$\eta_B^* = \left(\pi_B^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) / \left\{ \left[1 + \left(\pi_B^{\frac{k-1}{k} z_B} - 1 \right) \right]^{z_B} - 1 \right\}.$$

КПД турбин ВД и НД и соответствующие величины π_T определяются по следующим уравнениям:

$$\left. \begin{aligned} \eta_{ТВДР}^* &= \eta_{то}^* - \sum \Delta \eta_{ТВД}^* = \\ &= \frac{1 - \left[1 - \frac{z_{ТВД}}{2} \left(\frac{U_{ТВД}}{Y_{ТВД}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{pг} T_{г}^*} \right] \eta_{ст}^*}{\frac{z_{ТВД}}{2} \left(\frac{U_{ТВД}}{Y_{ТВД}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{pг} T_{г}^*}} - \sum \Delta \eta_{ТВД}^* ; \\ \eta_{ТНДР}^* &= \eta_{то}^* - \sum \Delta \eta_{ТНД}^* = \\ &= \frac{1 - \left[1 - \frac{z_{ТНД}}{2} \left(\frac{U_{ТНД}}{Y_{ТНД}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{pг} T_{ТВД}^*} \right] \eta_{ст}^*}{\frac{z_{ТНД}}{2} \left(\frac{U_{ТНД}}{Y_{ТНД}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{pг} T_{ТВД}^*}} - \sum \Delta \eta_{ТНД}^* , \end{aligned} \right\} (1.9)$$

где $T_{ТВД}^* = T_{Г}^* - \frac{z_{ТВД}}{2} \left(\frac{U_{ТВД}}{Y_{ТВД}^*} \right)^2 \frac{\eta_{ТВД}^*}{c_{pГ}}$, а величины $\sum \Delta \eta_{Тi}^*$

определяются на основе рекомендаций к формуле (2.21).

$$\left. \begin{aligned} \pi_{ТВД} &= \left[1 - \frac{z_{ТВД}}{2} \left(\frac{U_{ТВД}}{Y_{ТВД}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{pГ} T_{Г}^*} \right]^{\frac{k_{Г}}{k_{Г}-1}} ; \\ \pi_{ТНД} &= \left[1 - \frac{z_{ТНД}}{2} \left(\frac{U_{ТНД}}{Y_{ТНД}^*} \right)^2 \frac{1}{c_{pГ} T_{ГВД}^*} \right]^{\frac{k_{Г}}{k_{Г}-1}} , \end{aligned} \right\} \quad (1.10)$$

где величины $U_{ТВД}$ и $U_{ТНД}$ оцениваются по (1.6) и (1.7).

1.4.4. Проверка прочностных ограничений

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

$$U_{ТВД} \leq 520 \dots 550 \text{ м/с};$$

$$U_{В} = U_{ТНД} \bar{D}_{В} \leq 470 \dots 520 \text{ м/с},$$

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

Если требуемая величина $U_{В}$ 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 π_B , $\pi_{к сд}$, $\pi_{к вл}$ должны соответствовать диапазонам X_S , указанным в рекомендациях к уравнению (1.1). При несоответствии изменяют величины Y_T^* в пределах, указанных в (1.3).

Для проверки соответствия проведенного распределения работ между каскадами турбин статистическим данным созданных ГТД вычисляются величины параметров согласования турбокомпрессоров НД и ВД [9]:

$$K_{ТВ} = Y_{Т нд}^* \sqrt{\frac{2 L_{В II}^*}{z_B U_{В ср}^2 \eta_{Т нд}^* \eta_{мнд} \bar{G}_{Т нд}}}; \quad (1.11)$$

$$K_{ТК} = a Y_{Т вл}^* \sqrt{2 \bar{H}}, \quad (1.12)$$

где
$$U_{В ср} = \frac{U_{В} (1 + \bar{d}_{1ВТ})}{2}; \quad U_{В} = U_{Т нд} \bar{D}_{В};$$

$$\bar{H} = \frac{L_{к вл}^*}{z_k U_{к ср}^2} = \frac{L_{к вл}^*}{U_{Т вл}^2 (z_k \bar{D}_{к вл}^2)}; \quad \bar{D}_{к вл} = \frac{D_{к вл}}{D_{Т вл}}.$$

Здесь согласно статистическим данным [3] можно принять

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

$$\bar{d}_{1ВТ} \approx 0,3...0,5, \quad a \approx 1,05...1,1. \quad (1.14)$$

На основе рекомендаций работы [9] можно принять

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

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

$$K_{ТВ} = 0,45...0,6; \quad K_{ТК} = 0,38...0,52.$$

Поэтому, если полученные значения параметров согласования $K_{ТВ}$ и $K_{ТК}$ выходят за пределы указанных выше диапазонов, следует произвести коррекцию полученных результатов путем подбора величин $\bar{D}_{В}$ (для $K_{ТВ}$) или $\bar{U}_{Т}$ (для $K_{ТК}$) в пределах диапазона $\pm 10...12\%$ 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 $P_{дв}$ (N_z, N_e), $C_{уд}$ (C_z, C_e), $M_{дв}$ и $D_{дв}$, 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...7. При этом для оценки 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 [10] – 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 конструктивный 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 $G_v = 1$ кг/с на основе формул, приведенных в главе 2, описывающих рабочие процессы в основных элементах двигателя. В отдельных случаях бывает целесообразно принимать величину G_v по прототипу. Методика проектного расчета составляется студентом самостоятельно для каждой схемы ГТД на основе балансных уравнений, рекомендаций главы 2 и примеров, приводимых в главах 3...7.

В результате исходного проектного расчета ГТД определяются значения $C_{уд}$, $P_{уд}$, а по ним, исходя из заданного значения тяги, – величины расхода G_v , площадей $F_{вх}$ и F_c , пропускных способностей турбин A_{T_i} и других. Расчет параметров ГТД на других режимах полета, в отличие от исходного проектного расчета, ведется при расходах воздуха, соответст-

вующих 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, 7.3, 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. В случае, если при этом для получения требуемой величины максимальной тяги оказывается необходимым превысить $T_{Г\max}^*$ или $q(\lambda_{вх})_{\max} \approx 0,9 \dots 0,92$, то увеличивают величину расхода воздуха $G_{в\text{ расч}}$ или снижают $q(\lambda_{вх})_{\text{расч}}$ в условиях полета, принятых в качестве расчетных. Результаты проведенных проектных расчетов ГТД для выбранных вариантов параметров рабочего процесса позволяют определить значения основных проектных данных двигателя для каждого типа ГТД (см. разд. 3.5...7.5). 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 $S_{м\text{ЛА}}$ и назначенного ресурса $\tau_{\text{наз}}$ она косвенно характеризует затраты материальных ресурсов на создание всей проектируемой системы ЛА.

Величину M_0 можно оценить, пользуясь уравнением весового баланса [7]:

$$M_0 = M_{\text{пл}} + M_{\text{об}} + M_{\text{кн}} + M_{\text{сл}} + M_m + M_{\text{мс}} + M_{\text{су}}, \quad (1.15)$$

или в относительном виде:

$$1 = \bar{M}_{\text{пл+об}} + \bar{M}_{\text{кн+сл}} + \bar{M}_{m+\text{мс}} + \bar{M}_{\text{су}}.$$

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

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

В случае, когда при дипломном проектировании двигателя абсолютные величины коммерческой $M_{\text{кн}}$ и служебной $M_{\text{сл}}$ нагрузок неизвестны, целесообразно выразить величину M_0 следующим образом:

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

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

Таблица 1.1

Вид ЛА	$\bar{M}_{\text{пл}}^*$	$\bar{M}_{\text{кн}} (\bar{M}_{\text{бн}})$
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
ДПЛА	0,3...0,35	0,15...0,25
БЛА	0,3...0,35	0,15...0,25

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

$$M_{cy+m} = M_{cy} + \bar{M}_{mc} M_{т\text{ л а}}, \quad (1.18)$$

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 за счет элементов крепления и конструкции мотогондолы [16]:

$$k_{cy} = 1,4 \dots 1,6 \text{ – для ТРД и ТРДД};$$

$$k_{cy} = 1,7 \dots 2 \text{ – для ТРДФ, ТРДДФ и вертолетных ГТД};$$

$$k_{cy} = 1,65 \dots 1,95 \text{ – для вертолетных ГТД};$$

$$k_{cy} = 1,35 \dots 1,45 \text{ – для ТВД и ТВВД [см. для } M_{cy} \text{ формулу (5.23)]};$$

$$k_{cy} = 1,3 \dots 1,35 \text{ – для ДПЛА и БЛА.}$$

Величину $M_{дв}$ рассчитывают по формулам, приводимым в главах 3...7. Коэффициент \bar{M}_{mc} 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

$$\begin{aligned} M_{т\text{ л а}} &= n_{дв} \int_0^{t_{п}} C_{уд}(t) P_{дв}(t) dt + M_{т\text{ нз}} = \\ &= n_{дв} \bar{G}_{мон} \sum_{i=1}^r C_{уд i} P_{дв i} t_{п i} + M_{т\text{ нз}}, \end{aligned} \quad (1.19)$$

где r – число режимов полета, $C_{уд i} P_{дв i} = C_{уд\text{ эф } i}$, $P_{дв\text{ эф } i} = G_m$, $M_{т\text{ нз}} = n_{дв} C_{уд\text{ кр}} P_{дв\text{ кр}} t_{нз}$. Массу топлива на ДПС (ДТС), для которых основным режимом полета является крейсерский высотный режим, можно определить по более простой формуле:

$$M_{т\text{ л а}} = n_{дв} \bar{G}_{мон} C_{уд} P_{дв\text{ кр}} \left(\frac{L_{п}}{V_{т}} + t_{нз} \right), \quad (1.20)$$

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

$$V_{т} = V_{кр} \bar{V}_{т}.$$

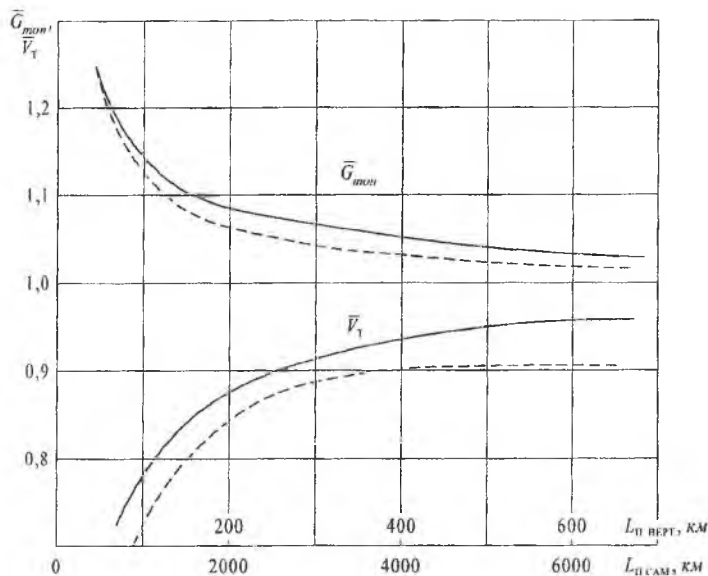


Рис. 1.5. Среднестатистические зависимости величины \bar{V}_T и $\bar{G}_{мон}$

от дальности полета самолетов и вертолетов:

— — — — — магистральные самолеты:

— — — — — вертолеты (региональные самолеты)

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

После оценки по формуле (1.17) величины взлетной массы ЛА M_0 необходимо проверить, насколько согласуется эта величина с заданной тягой проектируемого двигателя. Для этого оценивают стартовую тяговооруженность (энерговооруженность) ЛА:

$$\text{для самолетов} \quad - \mu_{взл} = \frac{P_{дв} n_{дв}}{M_0 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}}, \quad (1.21)$$

$$\text{для вертолетов} \quad - \mu_{взл} = \frac{N_e n_{дв}}{M_0}.$$

Величина $\mu_{взл}$ у современных ЛА находится в следующих пределах [7] (табл. 1.2).

Таблица 1.2

Вид ЛА	$\mu_{взл}$	Вид ЛА	$\mu_{взл}$ ($\mu_{взл} \phi$)
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)
		ДПЛА	0,35...0,45
		БЛА	0,35...0,45

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:

$$C_{т-км} = \frac{M_{т\ ЛА}}{M_{кн} L_{п} \cdot 10^{-3}} = \frac{\bar{G}_{топ} C_{уд} P_{дв\ кр} n_{дв}}{M_{кн} V_T \cdot 10^{-3}}, \quad (1.22)$$

где $C_{т-км}$ дано в кг/т-км.

Коммерческая нагрузка определяется в этом случае по формуле

$$M_{кн} = M_0 \bar{M}_{кн}.$$

В лучших перспективных проектах ДПС значения $C_{т-км}$ достигают 0,18...0,25 кг/т-км, у эксплуатируемых ДПС – $C_{т-км} \approx 0,35...0,50$ кг/т-км. У вертолетов этот показатель в 2...3 раза больше.

Если необходимая величина $C_{т-км}$ 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 $S_{ж}$ является важнейшим показателем экономического совершенства больших технических систем, к которым, естественно, относятся парки ЛА различного назначения. Силовая установка, наряду с бортовым оборудованием, в значительной степени определяет технико-экономическую эффективность ЛА. Поэтому, при прочих равных условиях, чем меньше стоимость жизненного цикла двигателя $S_{ж\text{дв}}$, тем меньше будет и $S_{ж\text{ЛА}}$. В связи с этим при дипломном проектировании допустимо сравнительную эффективность вариантов ГТД оценивать по изменению величины $S_{ж\text{дв}}$ в системе ЛА.

Следует отметить, что двигатели, являясь подсистемой ЛА, наравне с ними уже давно стали самостоятельным товаром на мировом рынке сбыта авиационной техники. Один и тот же двигатель (с незначительными изменениями или настройкой) может устанавливаться на различные ЛА. Длительность создания двигателя превышает соответствующий показатель для планера, затраты на создание современных большеразмерных двигателей исчисляются миллиардами долларов, а их цены достигают 10 млн. дол. Конструктивно-технологические решения, освоенные при создании авиационных двигателей, позволяют создавать высокосовершенные газотурбинные установки различного назначения. Все это говорит о важности авиационного двигателестроения и необходимости снижения затрат на разработку, производство и эксплуатацию, т.е. стоимости жизненного цикла двигателей.

Под стоимостью жизненного цикла двигателя $S_{ж\text{дв}}$ здесь понимается сумма затрат на его разработку $S_{\text{ОКР}}$, на подготовку производства $S_{\text{ПП}}$ и собственно производство $S_{\text{ПР}}$ требуемого количества двигателей (для обеспечения бесперебойной работы известного парка ЛА) $Z_{\text{дв}}$, а также на их эксплуатацию $S_{\text{Эксп}}$:

$$S_{ж\text{дв}} = S_{\text{ОКР}} + S_{\text{ПП}} + S_{\text{ПР}} + S_{\text{Эксп}} \quad (1.23)$$

В выражении (1.23) $S_{\text{Эксп}}$ представляет собой сумму затрат на ремонт $S_{\text{рем}}$, техническое обслуживание $S_{\text{ТО}}$, а также на топливо и масла (ГСМ) $S_{\text{ГСМ}}$:

$$S_{\text{Эксп}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{ТО}} + S_{\text{ГСМ}} \quad (1.24)$$

Отметим, что в $S_{\text{ж дв}}$ (1.23) в данной работе не рассматриваются затраты на научно-исследовательские работы (НИР) и научно-технический задел (НТЗ). Финансирование по указанным работам, как правило, осуществляется в рамках отдельных специальных программ. Отнесение этих затрат на конкретную программу создаваемого АД некорректно, т.к. эти программы поднимают технологический (в широком смысле) уровень двигателестроения в целом. В $S_{\text{ж дв}}$ также не учитываются затраты на его утилизацию, т.к. АД могут утилизироваться вместе с ЛА, использоваться для наземных ГТУ, для одноразовых БПЛА (например, в качестве мишеней) и в других целях. (Не исключается и разборка отработавшего ресурс двигателя с последующей сортировкой металла и переплавкой его.)

Приведенное выражение $S_{\text{ж дв}}$ представляет собой стоимость жизненного цикла парка двигателей $z_{\text{дв}}$, поэтому для оценки удельной величины затрат необходимо суммарные затраты разделить на количество двигателей в парке:

$$S_{\text{ж дв}}^{\text{уд}} = \frac{S_{\text{ж дв}}}{z_{\text{дв}}}. \quad (1.25)$$

Величина $z_{\text{дв}}$ – планируемое потребное количество двигателей задается консультантом проекта:

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 5000$ для самолетов местных воздушных линий;

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 3000$ для самолетов средней дальности;

$z_{\text{дв}} = 800 \dots 1000$ для дальних самолетов;

$z_{\text{дв}} = 500 \dots 1000$ для бомбардировщиков;

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 5000$ для истребителей,

истребителей-бомбардировщиков, штурмовиков;

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 10000$ для вертолетов;

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 3000$ для пассажирских ЛА с ТВД;

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 5000$ для ДПЛА;

$z_{\text{дв}} = 1000 \dots 5000$ для БЛА.

Необходимо отметить, что число двигателей $z_{дв}$, необходимое для обеспечения бесперебойной работы парка ЛА, учитывает не только число двигателей в СУ ЛА, но также отличие (если таковое имеется) в ресурсе планера и двигателя, а также необходимый оборотный фонд двигателей. В настоящее время требования по назначенному (суммарному) ресурсу $\tau_{наз}$ двигателя и планера $\tau_{наз ЛА}$ практически одинаковы. Но съем двигателя с ЛА из-за отказа по какой-либо причине для проведения капитального (или восстановительного) ремонта не должен прерывать эксплуатацию самолета. Поэтому в суммарном числе выпускаемых двигателей $z_{дв}$ в зависимости от их надежности и межремонтного ресурса учтены от 10 до 20% запасных двигателей.

Приведенные ниже формулы для определения составляющих $S_{ж дв}$ представляют собой статистические зависимости затрат (экономико-математические модели – ЭММ) от ряда параметров двигателя и других факторов, влияющих на величину затрат. Поскольку статистические зависимости имеют определенную погрешность (иногда довольно значительную), то все расчеты следует проводить с округлением:

до 1 тыс. руб. для двигателей массой до 100кг;

до 0,1 млн. руб. для двигателей массой 101-500кг;

до 1 млн. руб. для двигателей массой более 500кг.

Расчет $S_{ж дв}$ и соответственно $S_{ждв}^{уд}$ ведется в следующей последовательности.

Затраты $S_{окр}$ на разработку двигателя – это материальные и трудовые ресурсы в стоимостном выражении, которые обеспечивают:

термогазодинамические расчеты и выпуск эскизного и рабочего проектов;

технологическую проработку и подготовку производства деталей двигателя;

изготовление, испытание и доводку опытных узлов;

изготовление, испытание и доводку опытных образцов двигателя до требуемых в техническом задании уровней эксплуатационно-технических характеристик;

проведение стендовых и/или летных высотных испытаний;

проведение сертификационных (для двигателей гражданского назначения) или государственных испытаний (для двигателей военного назначения).

В отечественной практике и за рубежом для оценки (прогнозирования) затрат на ОКР ГТД $S_{\text{ОКР}}$ обычно используются укрупненные статистические модели вида

$$S_{\text{ОКР}} = a_0 \cdot x_1^{a_1} \cdot x_2^{a_2} \dots x_k^{a_k}, \quad (1.26)$$

где x_1, x_2, \dots, x_k – независимые переменные, характеризующие параметры ГТД и условия его разработки;

$a_0, a_1, a_2, \dots, a_k$ – статистические коэффициенты, отражающие усредненное влияние входящих в модель факторов на затраты ОКР.

Среди параметров ГТД выбирают те, которые отражают его размерность (тяга – P или расход воздуха – $G_{\text{В}}$) и совершенство (степень повышения давления – $\pi_{\text{к}}$, температура газа – $T_{\text{Г}}^*$), а также ряд факторов, характеризующих условия разработки двигателя (конструктивно-технологическую преемственность двигателя, время разработки, кооперацию и т.д.).

С учетом этого оценка $S_{\text{ОКР}}$ для двигателей ТРД, ТРДД, ТВВД и ТРДДФ проводится по следующей модели:

$$S_{\text{ОКР}} = a_0 G_{\text{В1 ВЗЛ}}^{a_1} \pi_{\text{к ВЗЛ}}^{a_2} \left(\frac{T_{\text{Г}}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{ВЗЛ}} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{\text{ВЗЛ}}^{\Phi}}{P_{\text{ВЗЛ}}} \right)^{a_5} K_{\text{КТ}}^{a_6} K_{\text{УВТ}} K_{\text{РФВ}},$$

млн.руб., (1.27)

где $G_{\text{В1 ВЗЛ}}$ – расход воздуха через внутренний (I) контур двигателя, кг/с;

$\pi_{\text{к}}$ – суммарная степень повышения давления;

$T_{\text{Г}}^*$ – максимальная температура газа перед турбиной, К;

$m_{\text{ВЗЛ}}$ – степень двухконтурности;

$\frac{P_{\text{ВЗЛ}}^{\Phi}}{P_{\text{ВЗЛ}}}$ – степень форсирования двигателя;

$K_{\text{КТ}}$ – коэффициент конструктивно-технологической преемственности разработки;

$K_{УВТ}$ – коэффициент, учитывающий наличие управляемого вектора тяги (УВТ);

$K_{РЕВ}$ – коэффициент, учитывающий наличие реверса тяги.

Для бесфорсажных ТРД, ТРДД и ТВВД $\frac{P_{ВЗЛ}^{\Phi}}{P_{ВЗЛ}} = 1$.

Для одноконтурных ТРД и ТРДФ $m = 0$.

Оценка $S_{ОКР}$ для двигателей ТВД и ГТД СТ проводится по следующей модели:

$$S_{ОКР} = a_0 G_{ВЗЛ}^{a_1} \left(\frac{T_{Г}^*}{1000} \right)^{a_2} K_{КТ}^{a_3}, \text{ млн. руб.}, \quad (1.28)$$

где $G_{ВЗЛ}$ – расход воздуха, кг/с.

В табл. 1.3 приведены статистические коэффициенты для этих моделей оценки затрат на ОКР.

Таблица 1.3

	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	$K_{УВТ}$	$K_{РЕВ}$
$S_{ОКР}$ (1.27)	160	0,68	0,25	1,25	0,6	0,3	-0,65	Да – 1,2 Нет – 1	Да – 1,1 Нет – 1
$S_{ОКР}$ (1.28)	230	0,6	0,72	-0,65	–	–	–	–	–

Величина коэффициента преемственности ($K_{КТ}$) выбирается и обосновывается исходя из конструкторских проработок по двигателю (см. табл. 1.4).

Таблица 1.4

Характеристика преемственности	$K_{КТ}$
Несущественные изменения в конструкции деталей двигателя	85
Несущественные изменения в конструкции узлов двигателя	70
Существенные изменения в конструкции двигателя	50
Принципиально новая конструкция двигателя для данного ОКБ	35
Принципиально новая конструкция двигателя для отечественной практики	20
Принципиально новая конструкция двигателя для мировой практики	5,0

Затраты $S_{\text{ПП}}$ на подготовку серийного производства

Имеется определенная взаимосвязь между подготовкой серийного производства и соответственно затратами на нее и себестоимостью изготовления двигателя. Если к началу серийного производства известен суммарный объем заказа (для внутреннего заказчика и возможного экспорта), то проводится технико-экономическое обоснование объемов подготовки производства. При этом сопоставляются экономия от снижения себестоимости производства изделия с величиной необходимых затрат на изготовление комплектов специальной оснастки и приспособлений, закупку более производительного оборудования, проведение оргтехмероприятий в производстве. В случае, когда масштабы производства определены с невысокой достоверностью, проводится минимально необходимая подготовка производства, обеспечивающая технологический цикл изготовления двигателя. По мере возникновения дополнительной потребности в изделии и необходимости увеличения темпов его выпуска, для сокращения цикла изготовления и снижения трудоемкости производства вкладываются дополнительные средства в оснащение производства. При прогнозе затрат, когда нет точных сведений о производителе двигателя и возможной кооперации при его изготовлении, затраты на подготовку производства приближенно оцениваются в размере 20% от стоимости разработки, т.е.

$$S_{\text{ПП}} = 0,2 \cdot S_{\text{ОКР}}, \text{ млн. руб.} \quad (1.29)$$

Затраты $S_{\text{ПР}}$ на серийное производство

Уровень (величина) себестоимости серийного производства и, следовательно, цены двигателя зависит, в основном, от его размерности, применяемых материалов, технологии изготовления и организации производства.

Модель цены при серийно освоенном производстве ТРД, ТРДД, ТВВД и ТРДДФ имеет вид:

$$C_{\text{ДВ}} = a_0 \left(G_{\text{ВЗЛ}} \right)^{a_1} \pi_{\text{К ВЗЛ}}^{a_2} \left(\frac{T_{\text{Г ВЗЛ}}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{ВЗЛ}} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{\text{ВЗЛ}}^{\Phi}}{P_{\text{ВЗЛ}}} \right)^{a_5} K_{\text{УВТ}} K_{\text{РЕВ}},$$

млн.руб. (1.30)

Модель цены при серийно освоенном производстве ТВД и ГТДСТ

$$C_{\text{ДВ}} = a_0 \left(G_{\text{ВЗЛ}} \right)^{a_1} \pi_{\text{К ВЗЛ}}^{a_2}, \text{ млн.руб.} \quad (1.31)$$

В табл. 1.5 приведены статистические коэффициенты для моделей цены двигателей.

Таблица 1.5

	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	$K_{УВТ}$	$K_{РЕВ}$
$\Pi_{ДВ}$ (1.30)	0,122	0,85	0,43	1,25	0,4	0,28	Да - 1,2 Нет - 1	Да - 1,1 Нет - 1
$\Pi_{ДВ}$ (1.31)	0,52	0,79	0,44	-	-		-	-

Для получения суммарных затрат на производство $S_{ПР}$ партии двигателей $Z_{ДВ}$ необходимо полученное соответствующее значение цены двигателя ($\Pi_{ДВ}$) умножить на предполагаемый суммарный выпуск двигателей, скорректированный в соответствии с "кривой освоения (обучения)". "Кривая освоения" показывает темп снижения себестоимости производства в зависимости от масштабов выпуска. Модель для определения $S_{ПР}$ имеет вид:

$$S_{ПР} = 3,29 \Pi_{ДВ} Z_{ДВ}^{0,82}, \text{ млн. руб.} \quad (1.32)$$

При этом $\Pi_{ДВ}$ определяется по формуле (1.30) или (1.31) в зависимости от типа двигателя.

Затраты $S_{ЭКСП}$ на эксплуатацию

С учетом того, что средняя цена ремонта двигателя составляет ~ 35% от его цены в производстве, затраты на ремонт парка двигателей $S_{РЕМ}$ можно определить следующим образом:

$$S_{РЕМ} = 0,35 S_{ПР} \frac{\tau_{НАЗ}}{(1+K_{ОБ}) T_{СМ}}, \text{ млн.руб.} \quad (1.33)$$

$$T_{СМ} = T_{ДСД} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\tau_M}{T_{ДСД}}} \right), \text{ ч,} \quad (1.34)$$

где τ_M и $\tau_{НАЗ}$ – соответственно межремонтный и назначенный (суммарный) ресурс двигателя, ч;

$K_{ОБ}$ – коэффициент оборотного фонда;

$T_{СМ}$ – средняя наработка на съём двигателя по всем (конструктивно-производственным и эксплуатационным) причинам (с учетом плановых съёмов по выработке межремонтного ресурса τ_M), ч;

$T_{ДСД}$ – средняя наработка на досрочный съём двигателя (по причине случайных отказов), ч.

Величины τ_M , τ_{HA3} и K_{OB} задаются консультантом проекта из следующих диапазонов рекомендуемых значений:

ГТД для гражданских дальних и средних магистральных ЛА (включая грузовые ЛА этого класса)

$$\tau_M = 8000 - 15000 \text{ ч}; \quad \tau_{HA3} = 4 \tau_M;$$

ГТД для ближних магистральных ЛА

$$\tau_M = 6000 - 9000 \text{ ч}; \quad \tau_{HA3} = 3 \tau_M;$$

ГТД для вертолетов гражданского назначения и самолетов местных воздушных линий

$$\tau_M = 3000 - 4000 \text{ ч}; \quad \tau_{HA3} = 3 \tau_M;$$

ГТД для вертолетов военного назначения

$$\tau_M = 1500 - 2000 \text{ ч}; \quad \tau_{HA3} = 3 \tau_M;$$

ГТД для истребителей, истребителей-бомбардировщиков, штурмовиков

$$\tau_M = 1000 - 2000 \text{ ч}; \quad \tau_{HA3} = 3 \tau_M;$$

малоразмерные ГТД для дистанционно пилотируемых и беспилотных ЛА

$$\tau_{HA3} = 50 \dots 100 \text{ ч.}$$

Необходимо иметь в виду, что для малоресурсных и одноразовых ГТД обычно не закладываются расходы на ремонт ($S_{PEM} = 0$).

Для всех типов ЛА

$$T_{ДСД} = 1,5 \tau_M; \quad K_{OB} = 0,1 - 0,2.$$

Затраты на техническое обслуживание $S_{ТО}$ для всех типов двигателей определяются из следующего соотношения:

$$S_{ТО} = 0,01 S_{PEM}, \text{ млн.руб.} \quad (1.34a)$$

Затраты на обслуживание малоресурсных и одноразовых ГТД можно принимать:

$$S_{ТО} = 0,05 Ц_{ДВ}, \text{ млн.руб.} \quad (1.34b)$$

Затраты на топливо и ГСМ ($S_{ГСМ}$) могут быть укрупненно рассчитаны следующим образом:

$$S_{\text{ГСМ}} = G_{\text{м}}^{\text{СР}} \text{Ц}_{\text{м}} \frac{z_{\text{ДВ}} \tau_{\text{НАЗ}}}{(1+K_{\text{ОБ}})} 10^{-6}, \text{ млн. руб.} \quad (1.35)$$

где $G_{\text{м}}^{\text{СР}}$ - среднечасовой расход топлива, кг/ч;

$\text{Ц}_{\text{м}}$ - цена топлива, руб./кг.

Рекомендуемое значение $\text{Ц}_{\text{м}} = 14 \dots 30$ руб./кг.

Кроме величины стоимости жизненного цикла $S_{\text{ж ДВ}}$ определенный интерес представляет распределение затрат по его отдельным стадиям:

$$K_1 = \frac{S_{\text{ОКР}}}{S_{\text{ж ДВ}}} 100\%, \quad (1.36)$$

$$K_2 = \frac{S_{\text{ИП}}}{S_{\text{ж ДВ}}} 100\%, \quad (1.37)$$

$$K_3 = \frac{S_{\text{ИР}}}{S_{\text{ж ДВ}}} 100\%, \quad (1.38)$$

$$K_4 = \frac{S_{\text{ЭКСП}}}{S_{\text{ж ДВ}}} 100\%, \quad (1.39)$$

а также стоимость (удельная) жизненного цикла одного двигателя $S_{\text{ж ДВ}}^{\text{уд}}$, определяемая по формуле (1.25).

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 газодинамические функции * (ГДФ): λ , $q(\lambda)$, $\pi(\lambda)$, $f(\lambda)$ и др., которые обычно даются таблично или графически для $k_B = 1,4$ и $k_T = 1,33$. 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. 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

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

В этом выражении индекс "1" соответствует началу процесса, индекс "2" – окончанию.

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

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

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

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

в $i-S$ – координатах и часто именуется поэтому относительным давлением. Это уравнение широко используется в расчетах ГТД.

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

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

По ее величине, используя зависимости k , $c_p = f(T, \alpha)$, находят уточненные значения k_{cp} и $c_{p\text{cp}}$.

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:

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

или же вычисляют величину $T_{\text{н}}^*$ по величине энтальпии

$i_{\text{н}}^* = i_{\text{н}} + \frac{V^2}{2000}$, где скорость полета в м/с определяется по формуле

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

Здесь $20,05 = \sqrt{k_B R_B \cdot 10^3}$, $k_B = 1,4$; $R_B = 0,287$ кДж/кг·град,

$$P_{\text{вх}}^* = P_{\Pi}^* \sigma_{\text{вх}} \quad (2.3)$$

$$P_{\Pi}^* = P_{\Pi} \frac{\pi(T_{\Pi}^*)}{\pi(T_{\Pi})} \cong P_{\Pi} \left(\frac{T_{\Pi}^*}{T_{\Pi}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.4)$$

а ТДФ $\pi(T_{\Pi})$ и $\pi(T_{\Pi}^*)$ определяются по величинам соответствующих температур или энтальпий для воздуха.

Значения T_{Π} и P_{Π} принимаются по таблицам стандартной атмосферы, а при использовании ЭВМ – по следующим уравнениям (ГОСТ 4401–73):

$$T_{\Pi} = 288,16 - 6,5 H_{\Pi} \quad (\text{при } H_{\Pi} \leq 11 \text{ км})$$

$$\text{и } T_{\Pi} = 216,65 \text{ К} \quad (\text{при } 11 < H_{\Pi} \leq 20 \text{ км});$$

$$P_{\Pi} = 101,33 \left(1 - \frac{H_{\Pi}}{44,38} \right)^{5,256} \quad \text{при } H_{\Pi} \leq 11 \text{ км};$$

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

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 – ГТД СТ 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 [9]:

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

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 $0,25 < M_{\Pi} < 1,0$ 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 КПД, 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 КПД ступени:

$$\eta_{ст}^* = 0,90 \dots 0,92.$$

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 КПД ступени у осевых компрессоров могут быть несколько меньше указанных выше максимальных значений.

В табл. 2.1 даны приведенные к САУ значения средних КПД ступени и других параметров, характерные для различных типов компрессоров полноразмерных авиационных ГТД на их расчетном режиме [4, 11, 9, 14].

Основываясь на этих данных, можно оценить для компрессора проектируемого ГТД величины $\eta_{ст}^*$ и $q(\lambda_{вх})$, соответствующие расчетной приведенной частоте вращения компрессора $\bar{n}_{пр} = 1$ и $\bar{\pi}_к = 1,0$ (рис. 2.1), т.е. тому режиму работы компрессора, при котором максимальная производительность одновременно имеет место как в первой, так и в последней ступени. При выборе КПД 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	$\pi_{ст}$	$\eta_{ст}^*$	$q(\lambda_{вх})$
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

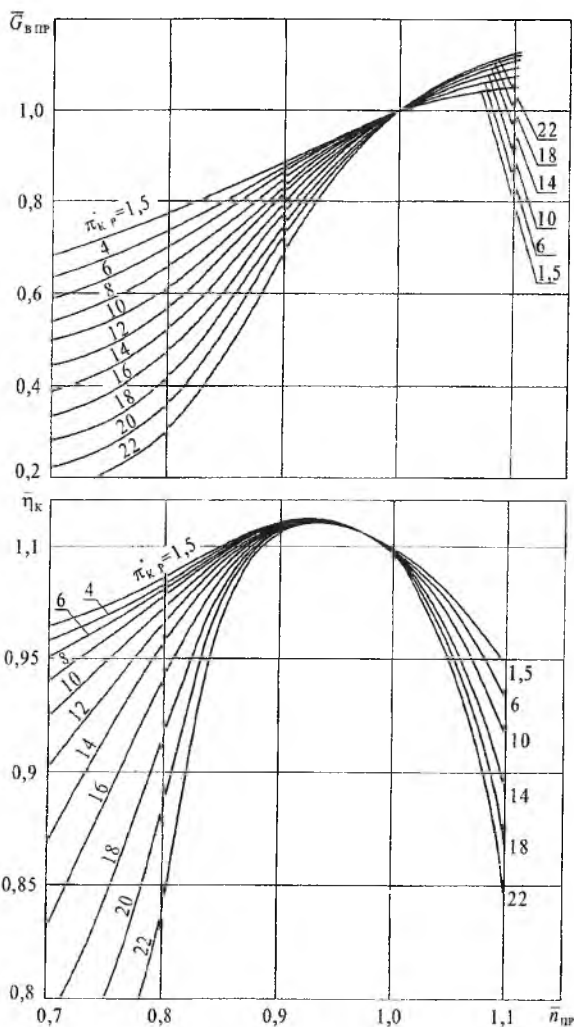


Рис. 2.1. Обобщенные по статистическим данным зависимости изменения параметров осевых компрессоров с различными значениями $\pi_{кp}$

при оптимальном расположении рабочей линии:

$$\bar{G}_{впр} = q(\lambda_{вх})/q(\lambda_{вх})_p; \quad \bar{\eta}_к = \eta_{к}^*/\eta_{кp}^*$$

При выборе типа ступеней компрессора исходят из следующих соображений.

Применение дозвуковых ступеней с высокими значениями КПД 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 КПД компрессора, которая связана с КПД ступени следующим образом:

$$\eta_k^* = \frac{L_{ks}^*}{L_k^*} = \frac{L_{ks}^*}{\sum_{i=1}^z \frac{L_{ct si}^*}{\eta_{ct i}^*}},$$

где z – число ступеней в каскаде компрессора; L_{ks}^* – изоэнтропическая работа компрессора. Если исходят из среднего КПД ступени, то это выражение приобретает следующий вид:

$$\eta_k^* = \eta_{ct}^* \frac{L_{ks}^*}{\sum_{i=1}^z L_{ct si}^*}.$$

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

На величину КПД компрессора оказывает влияние понижение числа Re при высотных полетах ($H_{\pi} > 15 \dots 18$ км – для полноразмерных двигателей), а также уменьшение абсолютных размеров компрессора (влияние радиальных зазоров, пограничного слоя и т.п.). Так, например, у малораз-

мерных компрессоров ($G_{впр} \leq 5 \dots 10$ кг/с) значения КПД компрессора обычно на 2...5% меньше, чем у полноразмерных с одинаковой величиной π_k . В конечном итоге величина КПД компрессора на расчетном режиме ГТД в общем случае оценивается следующим образом:

$$\eta_{кр}^* = \eta_{к0}^* - \Delta\eta_{кRe}^* - \Delta\eta_{кG_{впр}}^* - \Delta\eta_{к\bar{n}}^* , \quad (2.6)$$

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

$\Delta\eta_{кRe}^* = 0 \dots 0,02$ — эта поправка выбирается (по рекомендации консультанта) обычно только для компрессора НД ТРД и ТВД в зависимости от расчетной высоты и скорости полета ($H_{п} > 18$ км, $M_{п} < 1,0$);

$\Delta\eta_{кG_{впр}}^* = 0 \dots 0,05$ — поправка на малоразмерность компрессора; выбирается (по рекомендации консультанта) в случае малоразмерных ГТД в зависимости от величины $G_{впр}$ или $G_{впрвх}$ [9];

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

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

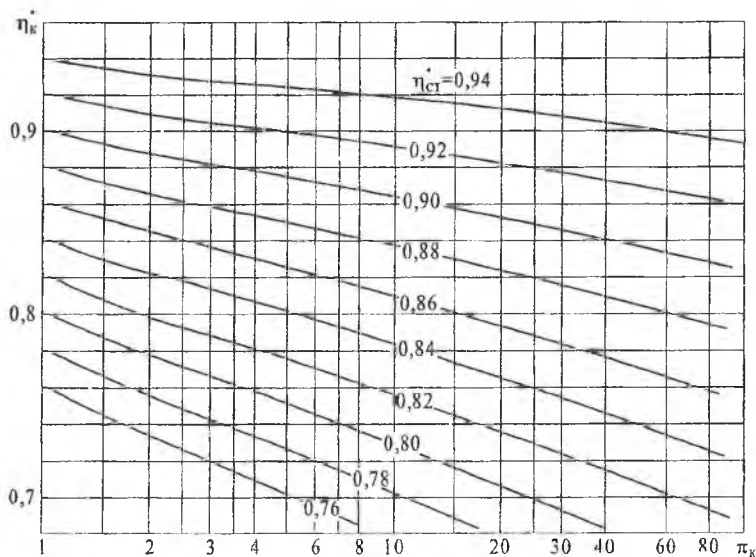


Рис. 2.2. Зависимости КПД многоступенчатого компрессора от величины π_k и среднего КПД ступеней [4]

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

$$P_{1i}^* = P_{вхi}^*; \quad T_{1i}^* = T_{вi}^*; \quad \pi_{ki};$$

$$\eta_{ki}^*; \quad G_{в1} = G_{ввх},$$

где i – индекс (наименование) соответствующего каскада компрессора.

Искомыми являются выходные параметры данного каскада компрессора $P_{2i}^* = P_{ки}^*$; $T_{2i}^* = T_{ки}^*$, $N_{ки}$. При этом в случае ТРДД или ТРД

$$G_{в1i} = G_{в1(i+1)} = G_{ввх} \frac{1}{m+1}, \quad (2.7)$$

где m – степень двухконтурности.

Если за i -каскадом производится отбор воздуха на охлаждение турбины, то $G_{в1(i+1)} = G_{в1} v_{охл i}$.

Определяется давление за соответствующими каскадами компрессора:

$$P_{2i}^* = P_{1i}^* \pi_{ki} \quad (2.8)$$

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

Для определения величин N_{ki} и T_{2i}^* вычисляют работу каждого каскада компрессора:

$$L_{ki}^* = \frac{k_B}{k_B - 1} R_B T_{1i}^* \left(\frac{k_B - 1}{k_B} \pi_{ki} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{ki}^*} = \frac{i_{2si}^* - i_{1i}^*}{\eta_{ki}^*}, \quad (2.9)$$

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

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

и температуру воздуха за каскадом компрессора по формуле

$$T_{2i}^* = T_{1i}^* + \frac{L_{ki}^*}{\frac{k_B}{k_B - 1} R_B} \quad (2.11 \text{ а})$$

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

$$i_{2i}^* = i_{1i}^* + L_{ki}^* \quad (2.11 \text{ б})$$

Для определения параметров ГТД на нерасчетных режимах используются характеристики компрессора (см. рис. 2.1). Методика их применения описывается в главах 3...7.

2.4. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Проектируемая камера сгорания должна обеспечивать нагрев продуктов сгорания до заданного значения температуры T_r^* с допустимой нерав-

померностью температурного поля и минимальными потерями давления и тепла. Полное давление в основных камерах сгорания снижается незначительно – величина $\sigma_{\text{КС}} = p_{\Gamma}^* / p_{\text{К}}^*$ у современных ГТД обычно составляет 0,935...0,96. Большие значения $\sigma_{\text{КС}}$ обычно относятся к кольцевым камерам сгорания, меньшие – к трубчато-кольцевым и к индивидуальным. У высокотемпературных ГТД для обеспечения надежного пленочного охлаждения первого СА турбины рекомендуется принимать $\sigma_{\text{КС}} \leq 0,95$.

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 проектировании расчете рабочего процесса в основных камерах сгорания двигателя являются параметры воздуха на входе в камеру: $T_{\text{К}}^$, $p_{\text{К}}^*$, $G_{\text{В}}$, а также величины T_{Γ}^* , η_{Γ} , $\sigma_{\text{КС}}$.*

Величина относительного расхода топлива в камере сгорания определяется следующим образом:

$$q_m = \frac{G_m}{G_{\text{В КС}}} = \frac{(i_{\Gamma}^* - i_{\text{К}}^*)_{\alpha=\infty}}{H_u \eta_{\Gamma} - (1 + L_0)(i_{\Gamma}^* - i_{\text{К}}^*)_{\alpha=1} + L_0(i_{\Gamma}^* - i_{\text{К}}^*)_{\alpha=\infty}}, \quad (2.12)$$

где $H_u = H_{u0} + L_0(i_{\text{К}}^* - i_{293})_{\alpha=\infty} - (1 + L_0)(i_{\text{К}}^* - i_{293})_{\alpha=1}$.

Величину H_{u0} для стандартного углеводородного топлива типа керосинов рекомендуется принимать: $H_{u0} = 42900$ 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

$$G_{\text{мс}} = q_m G_{\text{В КС}}; \quad (2.13)$$

$$G_{\text{мч}} = 3600 G_{\text{мс}}. \quad (2.14)$$

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

где n - число каскадов турбокомпрессора;

$$\nu_{\text{охл } \Sigma i} = 1 - \left[\left(1 - \nu_{\text{охл пл са } i}\right) + \left(1 - \nu_{\text{охл са } i}\right) + \right. \\ \left. + \left(1 - \nu_{\text{охл рк } i}\right) + \left(1 - \nu_{\text{ут } i}\right) \right],$$

где $\nu_{\text{охл пл са } i}$, $\nu_{\text{охл са } i}$, $\nu_{\text{охл рк } i}$, $\nu_{\text{ут } i}$ - коэффициенты изменения массового расхода вследствие отбора воздуха на охлаждаемые* СА и РК и утечек $G_{\text{в охл}}$ в i -том каскаде турбины (см. разд. 2.5).

Так, например, в случае двухкаскадной охлаждаемой турбины в общем случае ($T_{\Gamma}^* = T_{\text{кс}}^*$) имеем:

$$\nu_{\text{охл } \Sigma} = 1 - \left[\left(1 - \nu_{\text{охл пл са вд}}\right) + \left(1 - \nu_{\text{охл са вд}}\right) + \left(1 - \nu_{\text{охл рк вд}}\right) + \right. \\ \left. + \left(1 - \nu_{\text{ут вд}}\right) + \left(1 - \nu_{\text{охл пл са нд}}\right) + \left(1 - \nu_{\text{охл са нд}}\right) + \left(1 - \nu_{\text{охл рк нд}}\right) + \right. \\ \left. + \left(1 - \nu_{\text{ут нд}}\right) \right].$$

У современных ГТД в качестве расчетной температуры газа T_{Γ}^* 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_{Γ}^* следующим образом связана с температурой на выходе из камеры сгорания $T_{\text{кс}}^*$:

$$i_{\text{кс}}^* = \frac{G_{\Gamma} i_{\Gamma}^* - i_{\text{охл}}^* \left(1 - \nu_{\text{охл пл са вд}}\right) G_{\text{в 1}}}{G_{\Gamma} - G_{\text{в 1}} \left(1 - \nu_{\text{охл пл са вд}}\right)}$$

$$\text{или} \quad T_{\text{кс}}^* \cong \frac{G_{\Gamma} T_{\Gamma}^* - \frac{c_{\text{пв}}}{c_{\text{пг}}} T_{\text{охл}}^* \left(1 - \nu_{\text{охл пл са вд}}\right) G_{\text{в 1}}}{G_{\Gamma} - G_{\text{в 1}} \left(1 - \nu_{\text{охл пл са вд}}\right)}.$$

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

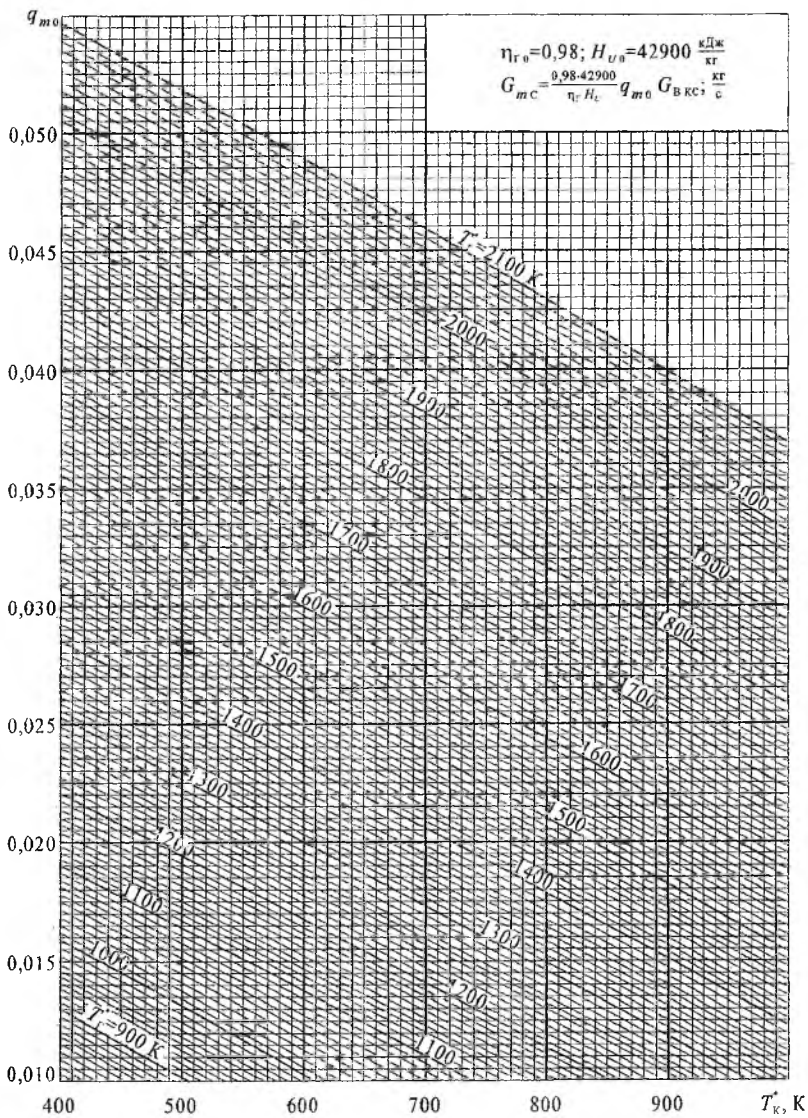


Рис. 2.3. Номограмма для определения величины относительного расхода топлива ГТД

Из этих уравнений следует, что при отсутствии пленочного охлаждения СА, а также у неохлаждаемых турбин, температура газа в горловине СА совпадает с температурой перед СА турбины (т.е. $T_{\Gamma}^* = T_{\text{КС}}^*$), а при наличии пленочного охлаждения $T_{\Gamma}^* < T_{\text{КС}}^*$. В данном пособии в качестве расчетной рассматривается температура газа в горловине первого соплового аппарата турбины T_{Γ}^* , поэтому при определении величины G_m в уравнении (2.15) следует принимать $\nu_{\text{ОХЛ ПЛ СА}} = 1$, 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 $T_{\text{СА}}^*$, которая следующим образом связана с температурой в горловине первого СА T_{Γ}^* :

$$i_{\text{СА}}^* = \frac{G_{\Gamma} i_{\Gamma}^* + i_{\text{ОХЛ}}^* (1 - \nu_{\text{ОХЛ СА ВД}}) G_{\text{В1}}}{G_{\Gamma} + (1 - \nu_{\text{ОХЛ СА ВД}}) G_{\text{В1}}}$$

$$\text{или } T_{\text{СА}}^* \cong \frac{G_{\Gamma} T_{\Gamma}^* + \frac{c_{\text{РВ}}}{c_{\text{РГ}}} T_{\text{ОХЛ}}^* (1 - \nu_{\text{ОХЛ СА ВД}}) G_{\text{В1}}}{G_{\Gamma} + (1 - \nu_{\text{ОХЛ СА ВД}}) G_{\text{В1}}}.$$

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

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

$$G_{\Gamma} = G_{\text{В КС}} + G_{\text{МС}}; \quad (2.16)$$

$$\alpha_{\text{КС}} = \frac{1}{q_m L_0}; \quad (2.17)$$

$$p_{\Gamma}^* = p_{\text{К}}^* \sigma_{\text{КС}}. \quad (2.18)$$

2.5. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ТУРБИНЕ

Проектируемая турбина должна обеспечивать заданную мощность и пропускную способность при максимально возможном значении КПД 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 КПД ступени:

$$\eta_{\text{ст max}}^* = 0,93 \dots 0,94.$$

Что касается радиально-осевых турбин, то здесь максимальные значения КПД в одной ступени обычно составляют 0,87...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 КПД ступени у турбин могут получаться несколько меньше указанных выше максимальных значений. Характерные значения КПД у различных типов неохлаждаемых ступеней осевых турбин на их расчетном режиме, достигнутые в настоящее время на полноразмерных авиационных ГТД, приводятся в табл. 2.2 [4, 9, 11, 14].

Таблица 2.2

Тип ступени турбины	$\eta_{\text{ст}}^*$
Неохлаждаемые ступени при оптимальной нагруженности ($Y_T^* = 0,5 \dots 0,6$)	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 $\eta_{\text{ст}}^*$. При этом исходят из того, что сильно нагруженные ступени чаще всего применяются или в турбинах НД ГРДД 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 КПД турбины, которая связана с КПД ступени следующим образом:

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

где z – число ступеней турбины; L_{Ts}^* – изэнтропическая работа турбины. Если исходят из среднего КПД ступени, то это выражение приобретает следующий вид:

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

Таким образом, в многоступенчатой турбине величина $\eta_T^* > \eta_{CT}^*$, так как в связи с «возвратом» тепла в процессе политропического расширения сумма изэнтропических работ ступеней превышает величину L_{Ts}^* . Величину η_T^* многоступенчатой турбины в зависимости от выбранных величин η_{CT}^* и Z_T можно оценить по рис. 2.4. Для этого по (1.10) предварительно оценивают величину π_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 сгорания. Система охлаждения оказывает существенное воздействие на величину КПД турбины. В этом случае для термодинамического расчета ГТД пользуются величиной так называемого первичного КПД охлаждаемой турбины

$$\eta_{TP}^* = \eta_{TO}^* - \Delta\eta_{T OXЛ}^* = \frac{N_T}{G_T L_{Ts}^*},$$

который представляет собой отношение

мощности на валу турбины к располагаемой изэнтропической энергии газа, рассчитанной по расходу и температуре смеси газа и охлаждающего воздуха в горловине первого СА. Для определения величины η_{TP}^* сначала по табл. 2.2 и рис. 2.4 оценивают величину КПД аналогичной неохлаждаемой турбины η_{TO}^* , а по величине необходимых затрат воздуха на охлаждение рабочих колес турбины $\bar{G}_{B OXЛ PK}$ оценивают по статистическим данным ожидаемое понижение КПД турбины $\Delta\eta_{T OXЛ}^*$ вследствие влияния системы охлаждения (рис. 2.5). Значения относительных величин

$\bar{G}_{\text{В ОХЛ РК}} = (1 - v_{\text{ОХЛ РК}}) + (1 - v_{\text{УТ}})$ и $v_{\text{ОХЛ } \Sigma i}$ [см. уравнение (2.15)] зависят от максимальной температуры газа перед турбиной. Их оценивают с помощью статистических зависимостей, приведенных на рис. 2.6, где

$v_{\text{ОХЛ ШЛ СА}} = 1 - \frac{G_{\text{В ОХЛ ШЛ СА}}}{G_{\text{В 1}}}$ — коэффициент изменения массового расхода вследствие отбора воздуха для создания пленочного охлаждения СА;

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

$v_{\text{ОХЛ РК}} = 1 - \frac{G_{\text{В ОХЛ РК}}}{G_{\text{В 1}}}$ — коэффициент изменения массового расхода вследствие отбора воздуха на охлаждение рабочих лопаток и дисков рабочих колес турбины;

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

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

$$\left. \begin{aligned} T_{\text{Гнд max}}^* &\cong T_{\text{Гвд max}}^* / \left(\pi_{\text{Твд}} \cdot \pi_{\text{Тсд}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \eta_{\text{ст}}^* ; \\ T_{\text{Гсд max}}^* &\cong T_{\text{Гвд max}}^* / \pi_{\text{Твд}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \eta_{\text{ст}}^* \end{aligned} \right\} \quad (2.19)$$

В тех случаях, когда величины $\pi_{\text{Т } i}$ неизвестны, температуру газа на входе в турбину СД или НД можно приближенно оценить по регрессионным зависимостям, основанным на обобщении статистических данных ГТД:

$$\left. \begin{aligned} T_{\text{Гнд}}^* &= 350 + 0,52 T_{\text{Г}}^* \\ T_{\text{Гсд}}^* &= 280 + 0,63 T_{\text{Г}}^* \end{aligned} \right\} \quad (2.20)$$

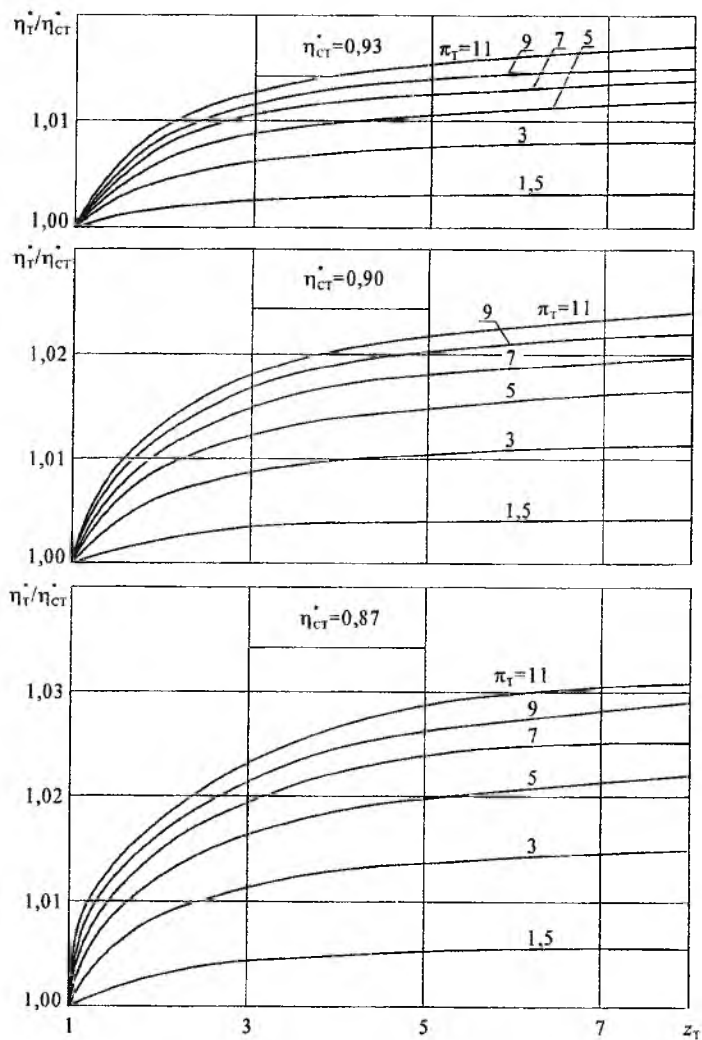


Рис. 2.4. Зависимости соотношения КПД многоступенчатой турбины и среднего КПД ступеней от величин π_T и z_T

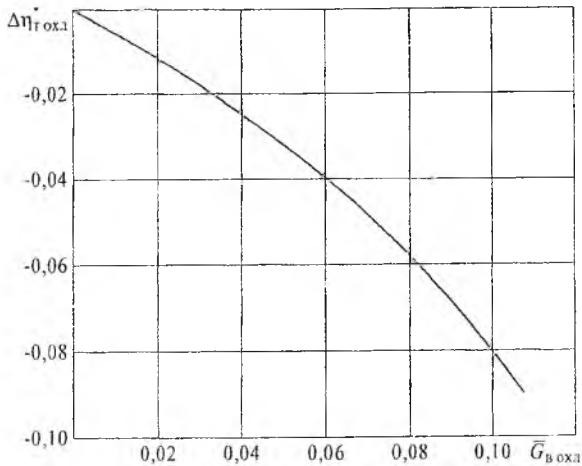


Рис. 2.5. Понижение КПД турбины в зависимости от затрат воздуха на охлаждение лопаток СА и РК:

$$\bar{G}_{\text{в охл}} = (1 - \nu_{\text{охл СА}}) + (1 - \nu_{\text{охл РК}}) + (1 - \nu_{\Gamma})$$

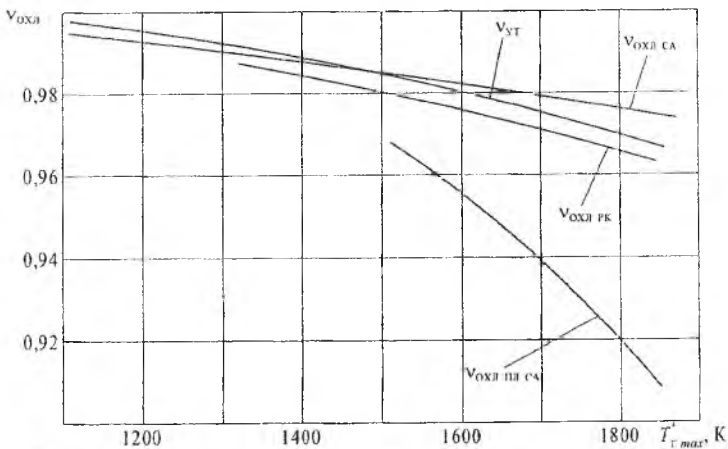


Рис. 2.6. Статистические зависимости величин $\nu_{\text{охл пл СА}}$, $\nu_{\text{охл СА}}$,

$\nu_{\text{охл РК}}$ и ν_{Γ} от температуры $T_{\Gamma \text{ max}}^*$ охлаждаемых турбин ВД, СД и НД

На величину КПД турбины оказывает влияние понижение числа Re при высотных полетах ($H_{\Pi} \geq 14 \dots 15$ км у ТРДД, $H_{\Pi} \geq 8 \dots 9$ км у ТВД и $H_{\Pi} \geq 3 \dots 5$ км у ТВаД), а также уменьшение абсолютных размеров турбины

$$\text{ны } (A_T = \frac{G_T \sqrt{R_T \cdot 10^3} T_T^*}{\rho_T^* \cdot 10^3} \leq (0,005 \dots 0,015) \text{ м}^2) \text{ (рис. 2.7). В этих случаях}$$

при предварительных расчетах необходимо снижать КПД турбины относительно рекомендованных значений.

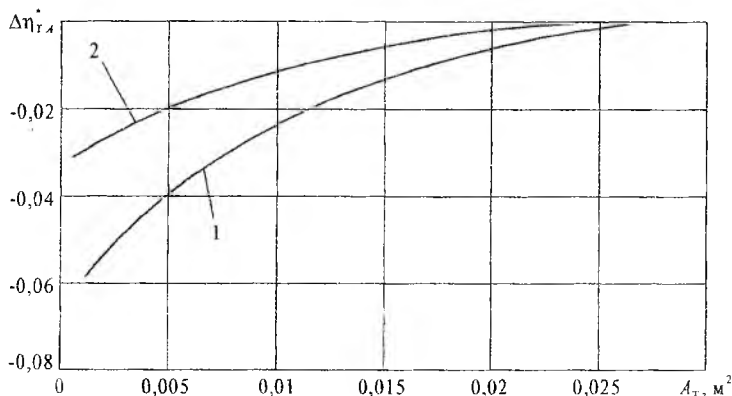


Рис. 2.7. Статистические зависимости влияния абсолютных размеров осевых турбин на их КПД: 1 — лопатки без бандажных полок; 2 — лопатки с бандажными полками

В конечном итоге величина КПД турбины на расчетном режиме ГТД в общем случае оценивается следующим образом:

$$\eta_{T_p}^* = \eta_{T_0}^* - \Delta \eta_{T_{охл}}^* - \Delta \eta_{T_{Re}}^* - \Delta \eta_{T_A}^*, \quad (2.21)$$

где $\eta_{T_0}^*$ — определяется по выбранным величинам $\eta_{ст}^*$ и z_T и расчетной величине π_T (см. рис. 2.4). Для этого π_T оценивается по (1.10) или определяют $\eta_{T_0}^*$ непосредственно по формулам (1.9);

$\Delta \eta_{T_{охл}}^*$ — оценивается по рис. 2.5 в зависимости от величины $G_{в\ охл}^*$;

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

$\Delta\eta_{T_A}^*$ – поправка на малоразмерность турбины. Выбирается в зависимости от расчетной 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

$$A_T \cong \frac{G_B \sqrt{R \cdot 10^3 T_G^*}}{P_G^* \cdot 10^3},$$

где значения T_G^* и $P_G^* = P_{ВХ}^* \pi_k \sigma_{кс}$ берут из исходных данных к проектному расчету ГТД, а величину G_B определяют приближенно по уравнению $G_B = P_{дв\ зад} / P_{уд}$ (или $N_{дв\ зад} / N_{уд}$), где величины $P_{уд} = f(\pi_k, m, T_G^*)$ или $N_{уд} = f(\pi_k, T_G^*)$ для расчетных условий полета оценивают по соответствующим типовым зависимостям для удельных параметров ГТД.

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 КПД.

$$\eta_M = \frac{N_T - N_M}{N_T},$$

где N_M – затраты мощности турбины на привод агрегатов и трение в подшипниках. У многовалных ГТД без свободной турбины величину N_M обычно относят только к $N_{ТВД}$. Величина механического КПД у них

обычно составляет $\eta_{\text{мвд}} = 0,98 \dots 0,995$. При этом меньшие величины $\eta_{\text{м}}$ обычно соответствуют малоразмерным ГТД. При применении свободной турбины ее механические потери обычно учитываются отдельно: $\eta_{\text{мст}} \approx 0,99 \dots 0,995$. В случае ГТД СТ с редуктором в механический КПД свободной турбины иногда включают и потери в редукторе ($\eta_{\text{ред}} \approx 0,97 \dots 0,99$). В этих случаях $\eta_{\text{мст}} = \eta_{\text{м}} \eta_{\text{ред}} = 0,98 \dots 0,96$ [1].

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 * $T_{3i}^* = T_{\Gamma i}^*$, $G_{3i} = G_{\Gamma i}$ (в данной методике $T_{\Gamma i}^*$ и $G_{\Gamma i}$ – в горловине СА), $p_{3i}^* = p_{\Gamma i}^*$, а также величины $N_{\text{к}}$, $v_{\text{охл са}}$ и $v_{\text{охл рк}}$, $v_{\text{ут}}$ и $T_{\text{охл}}^* = T_{\text{к}}^*$, где i – индекс (или наименование) соответствующего каскада турбокомпрессора. Искомыми являются параметры на выходе из данного каскада турбины $p_{4i}^* = p_{\text{Ti}}^*$, $T_{4i}^* = T_{\text{Ti}}^*$, G_{4i} и др.

Вычисляют необходимую пропускную способность турбины (в м^3):

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

Определяют потребную работу турбины:

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

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).

* Чтобы исключить ошибки при составлении методики расчета ГТД, вход и выход из каскадов турбины, в отличие от каскадов компрессора, обозначим цифрами 3 и 4.
70

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 изоэнтальпической энтальпии газа на выходе из турбины:

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

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;

$$c_{p\Gamma} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} \approx 1,15 \text{ кДж/кг·град.}$$

Рассчитываются искомые параметры газа на выходе из турбины:

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

$$G_{4i} = G_{3i} + G_{B1} \left[(1 - v_{\text{охл са } i}) + (1 - v_{\text{охл рк } i}) + (1 - v_{\text{т } i}) + (1 - v_{\text{охл пл са } i-1}) \right], \quad (2.26)$$

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

$$G_4 = G_{B1} (1 + q_m v_{\text{охл } \Sigma}), \quad (2.26 \text{ а})$$

$$T_{4i}^* = (T_{3i}^* - \Delta T_{Ti}^*) \frac{G_3}{G_4} + \left(1 + \frac{G_3}{G_4} \right) \frac{c_{pB}}{c_{p\Gamma}} T_{\text{охл}}^*, \quad (2.27)$$

где $c_{pB} = \frac{k_B}{k_B-1} R_B$, $k_B = 1,4$; $R_B = 0,287$ кДж/кг·град

или определяют температуру T_{4i}^* по величине энтальпии газа

$$i_{4i}^* = \frac{(i_{3i}^* - L_{Ti}^*) G_{3i} + i_{\text{ОХЛ}}^* G_{\text{В1}} \left[(1 - \nu_{\text{ОХЛСА}i}) + (1 - \nu_{\text{ОХЛРК}i}) + (1 - \nu_{\text{УТ}i}) + (1 - \nu_{\text{ОХЛШЛСА}i-1}) \right]}{G_{4i}}$$

где энтальпия $i_{\text{ОХЛ}}^*$ берется по температуре воздуха за компрессором ГТД: $T_{\text{ОХЛ}}^* \cong T_{\text{К}}^*$.

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

Исходными данными расчета служат параметры газа на входе в турбину: $T_3^* = T_{\Gamma i}^*$, $G_3 = G_{\Gamma i}$, $p_3^* = p_{\Gamma i}^*$, а также величины π_c и $T_{\text{ОХЛ}}^*$. Величину π_c определяют по рекомендациям, изложенным в главах 6 и 7. Необходимая пропускная способность турбины A_{T} вычисляется по формуле (2.22).

Определяют величину давления за турбиной и π_{T} :

$$p_4^* = p_{\text{H}} \pi_c; \quad (2.28)$$

$$\pi_{\text{T}} = p_3^* / p_4^*. \quad (2.29)$$

Рассчитывают работу турбины

$$L_{\text{T}}^* = (i_3^* - i_{4s}^*) \eta_{\text{T}}^* \cong \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_3^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{T}} \frac{k_{\Gamma} - 1}{k_{\Gamma}}} \right) \eta_{\text{T}}^*, \quad (2.30)$$

где энтальпию газа i_{4s}^* определяют по ТДФ $\pi(T_{4s}^*) = \pi(T_{3s}^*) / \pi_{\text{T}}$ или вычисляют L_{T}^* , принимая (в первом приближении) $k_{\Gamma} = 1,33$ и $R_{\Gamma} = 0,2872$ кДж/кг·град.

Определяют мощность, развиваемую турбиной:

$$N_{\text{T}} = G_3 L_{\text{T}}^*. \quad (2.31)$$

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

Для определения параметров ГТД на нерасчетных режимах используются характеристики турбины. Методика их применения описывается в главах 3...7.

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%.

Для обеспечения максимального эффекта от смешения величины π_B и m у ТРДДсм выбираются такими, чтобы обеспечить близкое к оптимальному соотношение давлений заторможенных смешиваемых потоков: $p_{I}^*/p_{I}^* \cong 0,95...1,05$ [9, 11] (см. формулу $m_{opt см}$ в разд. 4.2).

Проектный расчет процесса в камере смешения ТРДД выполняется следующим образом. Исходные параметры: $p_{I}^* = p_T^* \sigma_I$ (величина σ_I выбирается в пределах 0,99...1,0), $T_{I}^* = T_T^*$, $G_I = G_{ГТ}$ (по уравнению 2.26 а), $p_{II}^* = p_{В II}^* \sigma_{II}$ (величину σ_{II} у ТРДДсм выбирают в пределах 0,96...0,97 при $m < 2...2,5$ и 0,985...0,995 у ТРДД с большой двухконтурностью), $T_{II}^* = T_{В II}^*$, $G_{II} = G_{В II}$.

Определяют расход смеси

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

температуру смеси

$$T_{\text{см}}^* = \frac{T_I^* + c_{pV} \bar{G}_{II} T_{II}^*}{(1 + \bar{G}_{II}) \bar{c}_{p\text{см}}}, \quad (2.33)$$

где $\bar{G}_{II} = G_{II}/G_I$; $\bar{c}_{pV} = c_{pV}/c_{pI}$; $\bar{c}_{p\text{см}} = c_{p\text{см}}/c_{pI}$;

$$c_{pV} = 1,005 \text{ кДж/кг·град}; c_{pI} = 1,150 \text{ кДж/кг·град}; c_{p\text{см}} = \frac{c_{pI} + m c_{pV}}{1+m},$$

или определяют $T_{\text{см}}^*$ непосредственно по величине энтальпии:

$$i_{\text{см}}^* = \frac{i_{I}^* G_I + i_{II}^* G_{II}}{G_{\text{см}}}, \quad (2.34)$$

Вычисляют статическое давление на входе в камеру смешения:

$$p_I = p_{II} = p_I^* \pi(\lambda_1), \quad (2.35)$$

где ГДФ $\pi(\lambda_1)$ определяют, задаваясь величиной $\lambda_1 \cong 0,35 \dots 0,5$ – у ТРДД, $\lambda_1 \cong 0,2 \dots 0,4$ – у ТРДДФ*, откуда

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

Определяют площади проходных сечений на входе в камеру смешения

$$F_I = \frac{G_I \sqrt{T_I^*}}{39,7 p_I^* q(\lambda_1)}, \quad (2.37)$$

где $39,7 = \sqrt{\frac{k_{\Gamma} \cdot 10^3}{R_{\Gamma}} \left(\frac{2}{k_{\Gamma} + 1} \right)^{\frac{k_{\Gamma} + 1}{k_{\Gamma} - 1}}} = m_{\Gamma}$.

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

* При выборе величин $\lambda_1 > 0,2$ перед форсажной камерой требуется ставить диффузор, т.е. принимать $F_{\text{фк}} > F_{\text{см}}$, поэтому для современных ТРДДФ характерна тенденция к применению меньших значений λ_1 .

$$\text{где } 40,4 = \sqrt{\frac{k_B \cdot 10^3}{R_B} \left(\frac{2}{k_B + 1} \right) \frac{k_B + 1}{k_B - 1}} = m_B.$$

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 $F_{CM} = F_I + F_{II}$:

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

где ГДФ $z(\lambda_I)$ и $z(\lambda_{II})$ находят по величинам λ_I и $\pi(\lambda_{II})$.

Определяют давление заторможенного потока смеси на выходе из камеры смешения:

$$P_{CM}^* = \frac{G_{CM} \sqrt{T_{CM}^*} \sigma_{KCM}}{40,4 \cdot q(\lambda_{CM}) F_{CM}}, \quad (2.40)$$

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

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

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 $\lambda_{вх\text{ фк}} = 0,18 \dots 0,22$. Коэффициент восстановления давления заторможенного потока в форсажной камере

$$\sigma_{фк} = \sigma_{Г} \sigma_{Т},$$

где $\sigma_{Г} = 0,95 \dots 0,97$

– коэффициент, учитывающий гидравлические потери в диффузоре, фронтном устройстве и т.п. Большие его значения получают при отсутствии диффузора;

σ_T – коэффициент, учитывающий потери давления заторможенного потока, возникающие при подводе тепла к движущемуся газу. Величину σ_T 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).

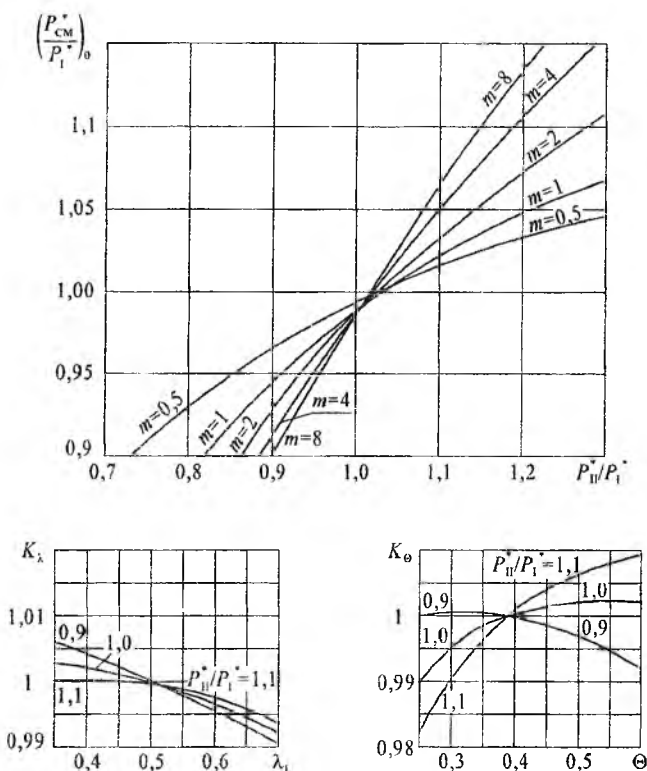


Рис. 2.8. Зависимость давления заторможенного потока смеси от соотношения полных давлений потоков, смешиваемых в камере постоянного сечения: $P_{\text{CM}}^* = P_1^* (\frac{P_{\text{CM}}^*}{P_1^*})_0 k_\lambda k_\theta \sigma_{\text{КСМ}}$; $\theta = T_{\text{II}}^*/T_1^*$

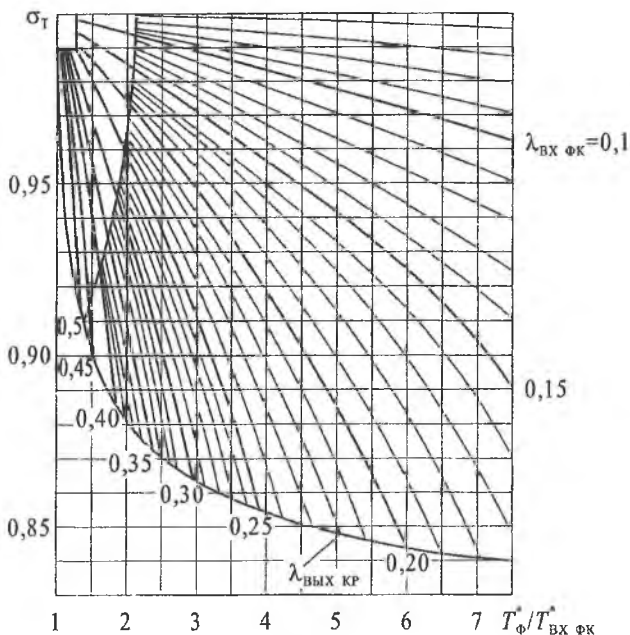


Рис. 2.9. Зависимость коэффициента σ_T при постоянной площади сечения форсажной камеры от величины скорости $\lambda_{\text{вх фк}}$ и степени подогрева $T_{\text{ф}}^*/T_{\text{вх фк}}^*$ [12]

Полнота сгорания в форсажных камерах обычно меньше, чем в основных (рис. 2.10). В типовом случае у ГТД многорежимных ЛА:

$\eta_{\text{ГФ}} = 0,92 \dots 0,95$ при $\alpha_{\Sigma} = 1,4 \dots 2,0$ ($T_{\text{ф}}^* \approx 1400 \dots 1700$ К – частичные (крейсерские) форсированные режимы);

$\eta_{\text{ГФ}} = 0,82 \dots 0,90$ при $1,1 < \alpha_{\Sigma} < 1,3$ ($T_{\text{ф}}^* \approx 1850 \dots 2000$ К – полный (максимальный) форсированный режим).

Однако в специальных форсажных камерах для СПС на крейсерских режимах получают и более высокие значения $\eta_{\text{ГФ max}} \approx 0,96 \dots 0,99$.

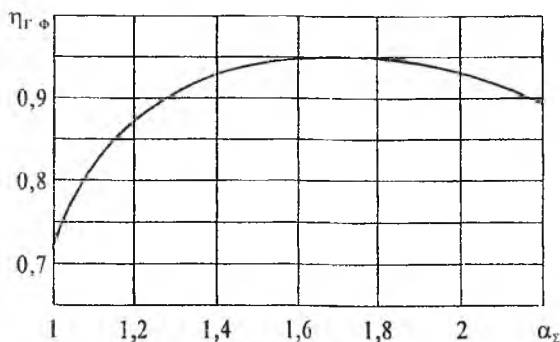


Рис. 2.10. Типичная характеристика полноты сгорания в форсажной камере по составу смеси [4]

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

Исходными параметрами, помимо выбранной величины $\alpha_\Sigma(T_\Phi^*)$, скорости $\lambda_{\text{вх фк}}$ и величины σ_Γ , являются $G_{\text{см}}$, $p_{\text{см}}^*$ и $T_{\text{см}}^*$ — для ТРДДФсм; $G_{\Gamma\tau}$, p_τ^* , T_τ^* — для ТРДДФ; $G_{\text{вп}}$, $p_{\text{вп}}^*$, $T_{\text{вп}}^*$ — для ТРДДФп.

Определяют расчетную площадь сечения форсажной камеры:

$$F_{\text{фк}} = \frac{G_{\text{см}} \sqrt{T_{\text{см}}^*}}{40,4 \cdot p_{\text{см}}^* \sigma_\Gamma q(\lambda_{\text{вх фк}})} \quad \text{— для ТРДДФсм;} \quad (2.41)$$

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

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

Относительный расход топлива в форсажной камере вычисляется следующим образом:

$$q_{m\phi} = \frac{G_{m\phi}}{G_{в\phiк}} = \frac{1}{\alpha_{\Sigma} L_0} \frac{G_{mкс}}{G_{в\phiк}} = \frac{(i_{\phi}^* - i_{см}^*)_{\alpha=\infty}}{H_u \eta_{Г\phi} - (1 + L_0)(i_{\phi}^* - i_{см}^*)_{\alpha=1} + L_0(i_{\phi}^* - i_{см}^*)_{\alpha=\infty}}, \quad (2.43)$$

где расход воздуха в форсажной камере

$$G_{в\phiк} = \begin{cases} G_{в\Sigma} - \text{ для ТРДДФсм}; \\ G_{в1} - \text{ для ТРДФ, ТРДД}\phi_1; \\ G_{вII} - \text{ для ТРДД}\phi_{II}. \end{cases}$$

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

$$G_{m\phi} = q_{m\phi} G_{в\phiк}. \quad (2.44)$$

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

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{G_{в\phiк}}{(G_{mкс} + G_{m\phi}) L_0}. \quad (2.45)$$

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

Часовой расход форсажного топлива и для двигателя в целом:

$$G_{m\phi ч} = 3600 G_{m\phi}; \quad (2.46)$$

$$G_{m\Sigma ч} = 3600 (G_{mкс} + G_{m\phi}). \quad (2.47)$$

Параметры газа на выходе из форсажной камеры:

$$p_{\phi}^* = p_{см}^* \sigma_{\phiк}; \quad (2.48)$$

$$G_{Г\phiк} = G_{в} + G_{mкс} + G_{m\phi}. \quad (2.49)$$

2.8. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЫХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ

Проектируемое выходное устройство ВРД (реактивное сопло) должно обеспечивать минимальные потери тяги, а диффузорные выходные устройства ГТД СТ – максимальное понижение давления за турбиной. Потери в выходных устройствах ГТД принято оценивать или коэффициентом тяги сопла $\bar{P}_c = P_c / P_{c\text{ид}}$, где так называемая «тяга сопла» $P_c = P_{\text{ДВ}} + G_v V_{\text{П}}$, или коэффициентом импульса сопла $\bar{I}_c = I_c / I_{c\text{ид}}$, где импульс сопла $I_c = G_{\text{Гс}} C_c + P_c F_c$, или коэффициентом скорости Φ_c :

$$\Phi_c = \frac{C_c}{C_{c\text{ид}}} = \frac{\lambda_{cs}}{\lambda_c}, \text{ откуда } \lambda_{cs} = \lambda_c / \Phi_c; \quad \sigma_c = \frac{\pi(\lambda_{cs})}{\pi(\lambda_c)}. \quad (2.50)$$

Величины \bar{I}_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 $\bar{I}_c = \text{const}$ или $\Phi_c = \text{const}$.

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

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

$$\Phi_{c1p} = 0,99 \dots 0,995; \quad \Phi_{c1p} = 0,98 \dots 0,995.$$

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 ($\pi_c = 1,1 \dots 1,5$). 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 $\Phi_{c\text{ТВД}} = 0,90 \dots 0,96$.

В качестве исходных данных к расчету принимаются следующие параметры на входе в выходное устройство: $T_6^* = T_C^*$, $G_{Г6} = G_{Гс}$ и p_6^* , где в зависимости от типа ГТД: $p_6^* = p_{см}^*$, $G_{Гс} = G_{см}$ – по уравнению (2.32) (ТРДДсм), или $p_6^* = p_T^* \sigma_I$, $G_{Гс} = G_{ГТ}$ – по уравнению (2.26 а) (ТРДД, ТРД, ТВД), или $p_6^* = p_{вп}^* \sigma_{II}$ (в случае сопла наружного контура ТРДД с раздельным истечением потоков, где принимают $\sigma_{II} = 0,99 \dots 0,995$ – 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:

$$\pi_c = p_6^* / p_H. \quad (2.51)$$

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

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

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:

$$\mu F_c = \frac{G_{Гс} \sqrt{T_6^*}}{m_T p_6^* \sigma_c q(\lambda_c)}, \quad (2.53)$$

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 $m_{\Gamma} = 40,4$;

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

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

В этом случае

$$\mu F_c = \mu F_{кр} = \frac{G_{\Gamma c} \sqrt{T_6^*}}{m_{\Gamma} P_6^* \sigma_{с кр}}, \quad (2.54)$$

где величина $\sigma_{с кр}$ определяется по формуле (2.50).

При этом в выходном сечении сопла

$$C_c = \Phi_c a_{кр}; \quad (2.55)$$

$$P_c = P_6^* / \pi_{с кр} > P_H, \quad (2.56)$$

где

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

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 [4].

В качестве исходных данных к проектному расчету принимают выбранную величину φ_c , а также следующие параметры на входе в сопло: $T_6^* = T_c^* = T_{\phi}^*$, $G_{\Gamma 6}^* = G_{\Gamma c} = G_{\Gamma \phi k}$ (по уравнению 2.49) $p_6^* = p_{\phi}^*$ – на форсированных режимах; $p_6^* = p_{см}^*$ (ТРДДФсм) или $p_6^* = p_{\Gamma}^*$ (ТРДФ) – на нефорсированных режимах. Определяют по формуле (2.51) величину π_c и рассчитывают по (2.52) скорость C_c .

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

$$\text{при } T_{\phi \max}^* - k_{\Gamma}^{\phi} \cong 1,25 \text{ и } R_{\Gamma}^{\phi} = 0,2878 \text{ кДж/кг·град;}$$

$$\text{при } T_{\phi \text{кр}}^* - k_{\Gamma}^{\phi} \cong 1,3 \text{ и } R_{\Gamma}^{\phi} = 0,2874 \text{ кДж/кг·град;}$$

$$\text{на нефорсированных режимах } k_{\Gamma} = 1,33$$

$$\text{и } R_{\Gamma} = 0,2872 \text{ кДж/кг·град.}$$

Следует иметь в виду, что в данном случае необходимо уточнять значения k_{Γ} 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

$$\mu F_{\text{кр}} = \frac{G_{\Gamma c} \sqrt{T_6^*}}{m_{\Gamma} p_6^* \sigma_{c \text{кр}}}, \quad (2.58)$$

где величину $\sigma_{c \text{кр}}$ определяют по формуле (2.49), а коэффициент m_{Γ} в случаях нефорсированных режимов принимается по рекомендациям к формуле (2.52). В случае ТРДФ и ТРДДФ принимают для полного (максимального) форсированного режима $a_{\text{кр}} \cong 17,9 \sqrt{T_{\phi}^*}$ и $m_{\Gamma} = 38,8$, а при частичном (крейсерском) форсированном режиме – $a_{\text{кр}} \cong 18,05 \sqrt{T_{\phi}^*}$ и $m_{\Gamma} = 39,3$. Величина $\mu F_{\text{кр}}$ по конструктивным соображениям должна быть меньше $(0,9 \dots 0,95) F_{\phi k}^*$. При невыполнении этого условия требуется либо снизить $T_{\phi \max}^*$, либо увеличить $F_{\phi k}^*$;

б) площадь выходного сечения сопла

$$F_c = \frac{G_{Гс} \sqrt{T_6^*}}{m_{Г} p_6^* q(\lambda_c) \sigma_c}, \quad (2.59)$$

где ГДФ $q(\lambda_c)$ определяют по величине $\lambda_c = C_c/a_{кр}$, величину $m_{Г}$ принимают, как в формуле (2.58), а σ_c определяют по формуле (2.51). При этом должно быть $F_c \leq (1,15 \dots 1,2) F_{фк}$.

При невыполнении этого условия подбирают меньшую величину $\lambda_c = \lambda'_c$, которая ему удовлетворяет, для чего, основываясь на формуле (2.58), 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 неполное расширение газа в сопле:

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

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

В случае нефорсированных режимов принимают в формулах (2.57) и (2.58) для ТРДДФсм: $p_6^* = p_{см}^* \sigma_{Г}$; $T_6^* = T_{см}^*$; $a_{кр} = 18,3 \sqrt{T_6^*}$; $m_{Г} = 40,4$.

2.8.3. Проектный расчет рабочего процесса в выходных устройствах ГТД СТ для вертолетов

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

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

$$(\pi_c - 1) \left(\frac{P_6^*}{G_{Г6} \sqrt{T_6^*}} \right)^2 = (\pi_{ср} - 1) \left(\frac{P_6^*}{G_{Г6} \sqrt{T_6^*}} \right)_p^2. \quad (2.62)$$

Для нерасчетных режимов можно принять

$$\sigma_{\text{ВЫХ}} = 1 - b M_{\Gamma}^2, \quad (2.63)$$

где $b = \frac{1 - \sigma_{\text{ВЫХ}}}{M_{\Gamma p}^2}$, $M_{\Gamma p} \cong 0,35 \dots 0,4$ – расчетное число Маха за

свободной турбиной, а величина M_{Γ} определяется по

$q(\lambda_{\Gamma}) = q(\lambda_{\Gamma p}) \frac{P_{\Gamma p}^* G_{\Gamma}}{P_{\Gamma}^* G_{\Gamma p}} \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma p}^*}}$. Скорость на выходе из двигателя опреде-

ляется следующим образом:

$$C_c = \sqrt{\frac{2k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_6^* \left(1 - \frac{1}{(\pi_c \sigma_{\text{ВЫХ}})^{\frac{k-1}{k}}} \right)} 10^3 = \sqrt{2(i_6^* - i_c)} 10^3, \quad (2.64)$$

где $\sigma_{\text{ВЫХ}}$ находится по (2.62), 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 $k_{\Gamma} = 1,33$, $R_{\Gamma} = 0,2872$ 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 ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА

3.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрим в качестве примера следующий вариант задания на проектирование ТРДД, типичный для дипломного проектирования.

Заданные режимы работы двигателя:

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

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

Заданный прототип двигателя — ТРДД TF-34-GE-2 [3].

Заданный прототип ЛА — Боинг 737-300 [2].

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

Ограничения:

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

удельные затраты топлива ЛА $C_{\text{Т км}} \leq 0,30 \text{ кг/т}\cdot\text{км}$ при $S_{\text{ж ла}} \rightarrow \text{min}$;

назначенный ресурс ТРДД $\tau_{\text{наз}} = 40000 \text{ ч}$.

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 ($C_{\text{Т км}}$ и т.п.) может быть, например, задано: $C_{\text{уд кр}} \leq 62,5 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч}$ (0,613 кг/кгс·ч); $M_{\text{дв}} \leq 1700 \text{ кг}$; $D_{\text{дв}} \leq 1590 \text{ мм}$.

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

Заданный режим работы двигателя — $P_{\text{дв}} = 99 \text{ кН}$ при $H_{\text{п}} = 0$, $M_{\text{п}} = 0$, САУ.

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

Ограничения:

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

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

назначенный ресурс $\tau_{\text{наз}} = 40000 \text{ ч}$.

3.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД

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

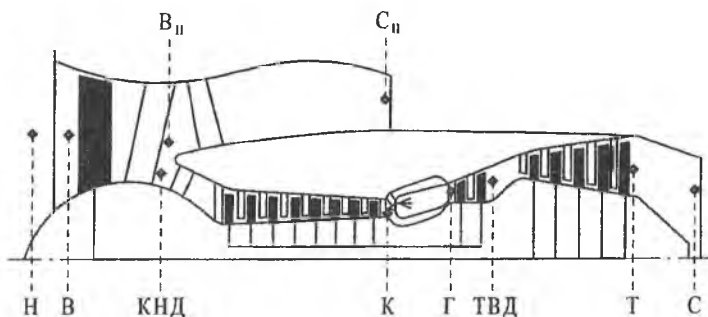


Рис. 3.1. Схема проточной части ТРДД - прототипа [3]

Предварительный выбор величин оптимальных параметров рабочего процесса ТРДД производится на основе типовых зависимостей, приведенных на рис. 3.2. Учет влияния расчетной дальности полета осуществляется с помощью зависимостей, приведенных на рис. 3.3. В качестве максимально допустимой температуры газа перед турбиной двигателя принимается температура T_{Γ}^* взлетного режима*. Для рассматриваемого примера задания по величине температуры $T_{\Gamma}^*_{\text{взл}} = 1560 \text{ К}$ и требуемой дальности полета $L_{\Pi} = 3500 \text{ км}$ 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 $M_{\Pi} = 0,8$; $H_{\Pi} = 11 \text{ км}$.

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

I вариант	II вариант	III вариант
$\pi_{\kappa\Sigma} = 23,0;$	$\pi_{\kappa\Sigma} = 19;$	$\pi_{\kappa\Sigma} = 30;$
$m = 6,1 (m = 5...6,8);$	$m = 6,0;$	$m = 5,0;$
$\pi_B = 1,68;$	$\pi_B = 1,6.$	$\pi_B = 1,82.$
$\pi_B = (1,6...1,82).$		

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

Основываясь на схеме проточной части прототипа (рис. 3.1), выбранных значениях основных параметров рабочего процесса проектируемого ТРДД ($T_{\Gamma}^*_{\text{max}}$, $\pi_{\kappa\Sigma}$, m , π_B) и на рекомендациях главы 2, выбираем, например, для I варианта параметров ($\pi_{\kappa\Sigma P} = 23$) следующие величины КПД ступеней компрессоров и турбин и коэффициентов потерь:

$\sigma_{\text{вх}} = 1,0;$	$\varphi_{\text{CI}} = 0,99;$	$\eta^*_{\text{CT TВД}} = 0,91;$
$\sigma_{\text{кС}} = 0,945;$	$\varphi_{\text{CII}} = 0,995;$	$V_{\text{ОХЛ ПЛ са вД}} = 0,96;$
$\eta_{\Gamma} = 0,99;$	$\sigma_{\text{II}} = 0,99;$	$V_{\text{ОХЛ са вД}} = 0,98;$
$\eta_{m \text{ нД}} = 1,0;$	$\eta^*_{\text{CT TнД}} = 0,91;$	$V_{\text{ОХЛ РК вД}} = 0,975;$
$\eta_{m \text{ вД}} = 0,995;$	$V_{\text{ОХЛ ПЛ са нД}} = 1,0;$	$V_{\text{УТ вД}} = 0,995;$
$\eta^*_{\text{CT в}} = 0,875;$	$V_{\text{ОХЛ са нД}} = 0,98;$	$V_{\text{УТ нД}} = 1,0.$
$\eta^*_{\text{CT квД}} = 0,895;$	$V_{\text{ОХЛ ПЛ РК нД}} = 1,0;$	

Выбранные значения КПД 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: $\pi_B = 1,68$ при $\eta^*_{\text{в}} = \eta^*_{\text{CT}} = 0,875$. Поскольку ступень вентилятора является входной, значение $\eta^*_{\text{CT в}}$ снижено относительно рекомендованных значений на 2% (см. разд. 2.3). Принимая при $m = 6,1$ по рис. 1.4 $\bar{\pi} = 0,895$ и $\bar{\eta} = 0,975$, получим: $\pi_{\text{кнД}} = 1,68 \cdot 0,895 = 1,504;$
 $\eta^*_{\text{кнД}} = 0,875 \cdot 0,975 = 0,853.$

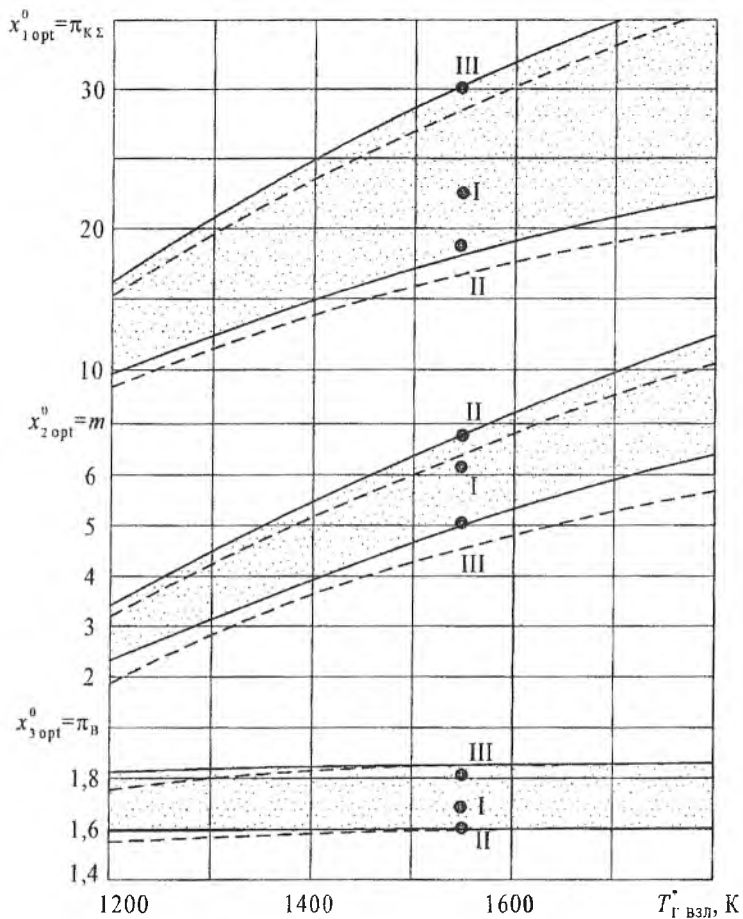


Рис. 3.2. Типовая зависимость от температуры $T_{\Gamma}^*_{ВЗЛ}$ оптимальных по критерию M_0 значений $\pi_{K\Sigma}$, m , π_B для условий крейсерского полета ТРДД ДПС ($H_{\Pi} = 11$ км, $M_{\Pi} = 0,75 \dots 0,85$, САУ, $L_{\Pi} = 3500$ км) при $\Delta_y = 1\%$: - - - - - ТРДД см; ————— ТРДД

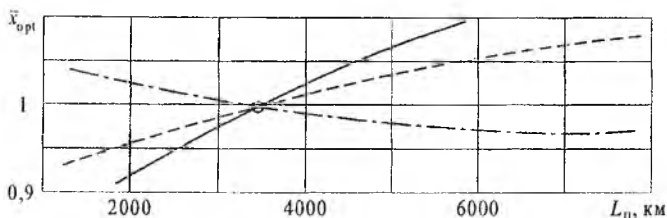


Рис. 3.3. Влияние расчетной дальности полета на величины оптимальных параметров ТРДД:

$$x_i^{\text{opt}} = x_i^{\circ} \cdot \bar{x}_i^{\text{opt}}; \quad \text{—————} \pi_k^{\text{opt}}; \quad \text{-----} m^{\text{opt}}; \quad \text{- · - · -} \pi_{\text{в}}^{\text{opt}}$$

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 КПД 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 ($H_{\text{П}} = 11 \text{ км}$; $M_{\text{П}} = 0,8$; $P_{\text{ДВР}} = 20,4 \text{ кН}$), например, для I варианта параметров рабочего процесса ($\pi_{\text{КС}} = 23$) при принятых в разделе 3.2 КПД ступеней, выбирая $Y_{\text{ТВД}}^* = 0,55$ и $Y_{\text{ТНД}}^* = 0,5$, получим следующие результаты: $\pi_{\text{В}} = 1,68$; $\eta_{\text{В}}^* = 0,875$; $\pi_{\text{КНД}} = 1,504$; $\eta_{\text{КНД}}^* = 0,853$; $\eta_{\text{ТНД}}^* = 0,92$; $U_{\text{ТНД}} = 183 \text{ м/с}$; $z_{\text{ТНД}} = 5$; $\pi_{\text{КВД}} = 15,30$; $\eta_{\text{КВД}}^* = 0,848$; $\eta_{\text{ТВД}}^* = 0,907$; $U_{\text{ТВД}} = 371 \text{ м/с}$; $z_{\text{ТВД}} = 2$.

Для этих вычислений было принято по рекомендациям к формуле (2.6) $\Delta\eta_{\text{КЛ}}^* = 0$ (для вентилятора), а к формуле (2.21) $\Delta\eta_{\text{Т ОХЛ}}^* = 0,01$; $\Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0$, $\eta_{\text{Т}}^* / \eta_{\text{СТ}}^* = 1,008$ (для турбины ВД) и $\Delta\eta_{\text{Т ОХЛ}}^* = 0$, $\Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0$, $\eta_{\text{Т}}^* / \eta_{\text{СТ}}^* = 1,01$ (для турбины НД). Для турбины ВД величина $\Delta\eta_{\text{Т ОХЛ}}^*$ оценивалась с помощью рис. 2.5 по величине $\bar{G}_{\text{В ОХЛ РК}} = (1 - \nu_{\text{ОХЛ РК}}) + (1 - \nu_{\text{VI}}) = 0,025 + 0,005 = 0,03$. Величина $\Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0$ определена с помощью рис. 2.7 путем оценки для расчетного режима величины пропускной способности турбины ВД:

$$A_T \cong \frac{G_{В1} \sqrt{R \cdot 10^3 \cdot T_T^*}}{P_{В1}^* \pi_{кз} \sigma_{кз} \cdot 10^3} = \frac{18,5 \cdot \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1400}}{34,61 \cdot 23 \cdot 0,945 \cdot 10^3} = 0,0156 \text{ м}^2,$$

где величина $G_{В1} = \frac{P_{ДВ \text{ зад}}}{(1+m) P'_{уд}}$, а значение $P'_{уд} \cong 0,155 \text{ кН/кг}$ оценива-

лось по типовым зависимостям $P_{уд} = f(T_T^*, m, \pi_{кз})$.

Для оценки необходимости в охлаждении турбины НД была определена по формуле (2.20) величина температуры на входе в эту турбину $T_{ТНД}^* \cong 1160 \text{ К}$. Это позволило, основываясь на рис. 2.6, принять турбину НД неохлаждаемой. Соотношения $\eta_{ТГ}^* / \eta_{СТ}^*$ 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 турбины ВД в соответствии с (2.21) было получено:

$$\eta_{ТВД}^* = \eta_{СТ}^* \frac{\eta_{ТГ}^*}{\eta_{СТ}^*} - \Delta \eta_{Т \text{ охл}}^* - \Delta \eta_{Т \text{ А}}^* = 0,91 \cdot 1,008 - 0,01 - 0 = 0,907,$$

а для турбины НД^{*}:

$$\eta_{ТНД}^* = 0,91 \cdot 1,01 - 0 - 0 = 0,92.$$

Величину температуры газа на входе в турбину на расчетном (крейсерском) режиме оценим, исходя из заданных значений максимально допустимой температуры ($T_{Г \text{ вкл}}^* = 1560 \text{ К}$) и соотношения тяг $\bar{P}_{ДВ \text{ кр}} = P_{ДВ \text{ кр}} / P_{ДВ \text{ вкл}} = 20,4/99 = 0,206$ с помощью типовых расчетных закономерностей для ВСХ ТРДД в САУ (рис. 3.4). Так, например, при $\bar{P}_{ДВ \text{ кр}} = 0,206$ и $m = 6,1$ имеем $\bar{T}_Г = T_{Г \text{ вкл}}^* / T_{Г \text{ кр}}^* = 1,11$, тогда $T_{Г \text{ р}}^* = T_{Г \text{ кр}}^* = T_{Г \text{ вкл}}^* / \bar{T}_Г = 1560/1,11 = 1400 \text{ К}$.

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 $Y_{ТНД}^*$) и величины окружных скоростей ($U_{ТВД}$, $U_{ТНД}$) используются впоследствии при расчете ВСХ и в

* Для $H = 11 \text{ км}$ поправка $\Delta \eta_{Т \text{ Re}}^*$ не рассматривается.

качестве начальных приближений при проектировании турбокомпрессора*. Аналогичным образом по рис. 3.4 в качестве начального приближения определяются величины коэффициентов пересчета: $\bar{\pi}_в = \pi_{в\text{ вкл}}/\pi_{в\text{ кр}} = 0,95$, а также $\bar{\pi}_{кнд} = 0,95$; $\bar{\pi}_{квд} = 0,95$; $\bar{m} = 1,01$; $\bar{G}_{в\text{ пр}} = 0,94$; $\bar{\eta}_{тнд} = 0,98$. С помощью этих коэффициентов пересчета оцениваются параметры двигателя на взлетном режиме:

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

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

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

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

$$\eta_{тнд\text{ вкл}}^* = \left(\eta_{т\text{ р}}^* + \Delta\eta_{т\text{ Ре}}^* \right) \bar{\eta}_{тнд} = 0,92 \cdot 0,98 = 0,902.$$

КПД вентилятора и компрессоров НД и ВД на взлетном режиме оцениваются в первом приближении по формуле $\eta_{к\text{ вкл}}^* = \eta_{к\text{ р}} \bar{\eta}_к$, 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:

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

или по формуле
$$\bar{G}_{в\text{ пр кнд}} = \left(\frac{G_{в1} \sqrt{T_{кнд}^*}}{P_{кнд}} \right)_i \left(\frac{P_{кнд}}{G_{в1} \sqrt{T_{кнд}^*}} \right)_р,$$

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

* При этом $U_{т\text{ вкл}} = U_{т\text{ р}} \bar{\eta}_{т}$.

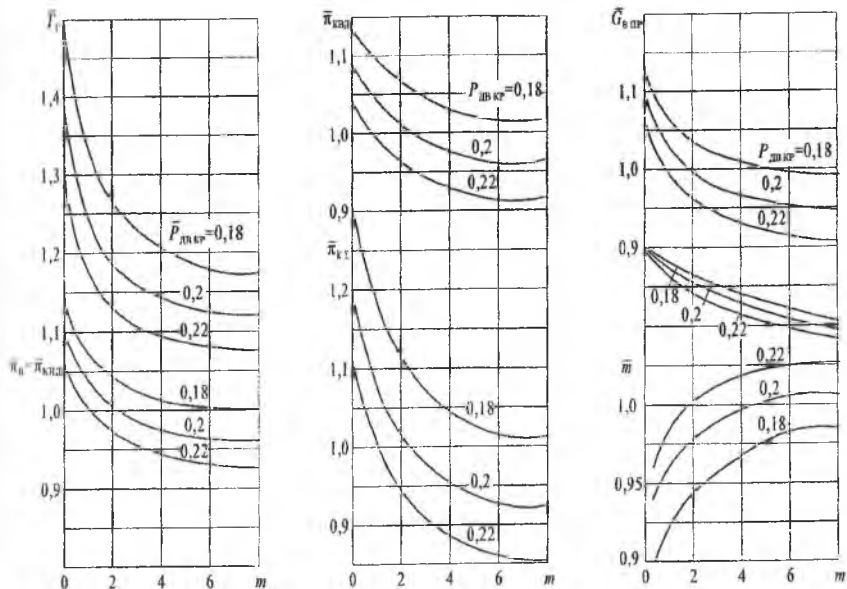


Рис. 3.4. Взаимосвязь между параметрами ТРДД на взлетном режиме и на расчетном режиме ($H = 11$ км, $M = 0,75 \dots 0,85$) при различных соотношениях тяг

$$\bar{P}_{\text{дв.кр}} = P_{\text{дв.кр}} / P_{\text{дв.взл}} \left(\begin{array}{l} \bar{T}_T = T_{T \text{ взл}}^* / T_{T \text{ кр}}^*; \bar{\pi}_K = \pi_{K \text{ взл}} / \pi_{K \text{ кр}}; \\ \bar{m} = m_{\text{взл}} / m_{\text{кр}}; \bar{G}_{\text{в.пр}} = G_{\text{в.пр.взл}} / G_{\text{в.пр.кр}} \end{array} \right)$$

В данном примере

$$\bar{G}_{\text{в.пр.квд}} = \frac{0,94}{0,95^{0,857}} \frac{1 + 6,1}{1 + 1,01 \cdot 6,1} = 0,974; \quad \pi_{\text{квд.р}} = 15,3.$$

Откуда $\bar{\eta}_{\text{квд}} \approx 1,002$ и $\eta_{\text{квд}}^* = 0,848 \cdot 1,002 = 0,85$.

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	
	$H = 11 \text{ км}, M = 0,8,$ $P_{\text{дв кр}} = 20,4 \text{ кН}$	$H = 0, M = 0,$ $P_{\text{дв взл}} = 99 \text{ кН}$
$T^*_Г, \text{ К}$	1400	1560
m	6,1	6,16
$\bar{G}_{\text{в пр кнд}}$	1,0	0,94
$\pi_{\text{к}\Sigma}$	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	0,85
$\eta^*_{\text{твд}}$	0,907	0,907
$\eta^*_{\text{тнд}}$	0,92	0,902

3.4. ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД НА ЗАДАНЫХ РЕЖИМАХ

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

$$N_{\text{твд}} = N_{\text{квд}} / \eta_{\text{мвд}}; \quad N_{\text{тсд}} = N_{\text{тсд}} / \eta_{\text{мсд}}; \quad (3.2)$$

$$N_{\text{тнд}} = \frac{L_{\text{в}}^* G_{\text{вп}} + L_{\text{кнд}}^* G_{\text{в1}}}{\eta_{\text{мнд}}}. \quad (3.3)$$

Подставляя выражения (3.2) и (3.3) в уравнение (2.23) для $L_{\text{т}i}^*$ каждого каскада, находят по (2.24) величины $\pi_{\text{твд}}$, $\pi_{\text{тсд}}$ и $\pi_{\text{тнд}}$, что позволяет с помощью формул (2.25) и (2.51) определить величины $\pi_{\text{с1}}$ и $\pi_{\text{с2}}$, а по ним рассчитать скорости на срезе сопла внутреннего и наружного контуров с помощью формул (2.52) или (2.55).

В табл. 3.2 в качестве примера приводятся основные результаты 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. 3.4 (см. табл. 3.1). В отличие от проектного расчета, который производился в условиях крейсерского полета при $G_{взл} = 1$ кг/с, взлетный режим рассчитывается при фактическом расходе воздуха, который соответствует расчетным проектным размерам двигателя: $D_{вх}$, A_T , F_c и др. (см. разд. 3.5.2.). Величины параметров взлетного режима, полученные в начальном приближении, уточняют по обычной методике расчета высотно-скоростных характеристик ТРДД [9, 11]. При этом, используя обобщенные характеристики для компрессора и турбины НД и полагая для турбин ВД и СД $A_T = \text{const}$, $\eta_{Т}^* = \text{const}$, с помощью программы расчета характеристик ГТД на ЭВМ устраняют невязки (отклонения от исходных проектных значений) по пропускным способностям турбин ($\delta A_{ТВД}$, $\delta A_{ТНД}$) и по площадям выходных сечений сопел наружного и внутреннего контуров ($\delta F_{сн}$, $\delta F_{св}$) при сохранении неизменной заданной величины тяги $P_{дв}$ взл.

Таблица 3.2

Параметры	Номер формулы (рисунок, таблицы)	Результат		
		$H = 11 \text{ км}$, $M = 0,8$	$H = 0$, $M = 0$	
		проектный расчет	начальное приближение	окончательный расчет
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	22,7	101,33	(1,033 кгс/см ²)

* 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
T_H^* , К	(2.1)	244,6	288,16	288,16
$p_{ВХ}^*$, кПа	(2.4)	34,61	101,33	101,33
p_H^* , 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. 3.4, (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
$\pi_{В II}$	рис. 3.2 и 3.4	1,68	1,6	1,615
$\eta_{В}^*$	рис. 2.1 и (2.6)	0,875	0,884	0,88
$p_{К II}^*$, 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				
$G_{В I} = G_{В\Sigma} \frac{1}{1+m}$, кг/с	(2.7)	0,1408	44,44	44,71
$\pi_{К нд}$	табл. 3.1	1,504	1,43	1,446
$\eta_{К нд}^*$	табл. 3.1	0,853	0,862	0,857
$p_{К нд}^*$, кПа	(2.8)	52,05	144,8	146,5
$L_{К нд}^*$, кДж/кг	(2.9)	35,43	36,22	37,61

1	2	3	4	5
$T_{\text{кнд}}^*$, К	(2.11)	279,9	324,2	325,6
$N_{\text{кнд}}$, кВт	(2.10)	4,988	1609	1681
Компрессор высокого давления				
\bar{G} в пр квд	(3.1)	1,0	0,974	0,97
$\pi_{\text{квд}}$	табл. 3.1	15,3	14,54	14,52
$\eta_{\text{квд}}^*$	рис. 2.1 и (2.6)	0,848	0,85	0,857
$p_{\text{к}}$, кПа	(2.8)	796,5	2107	2127
$L_{\text{квд}}^*$, кДж/кг	(2.9)	390,1	437,7	435,7
$T_{\text{к}}^*$, К	(2.11)	659,7	745,3	744,8
$N_{\text{квд}}$, кВт	(2.10)	54,93	19449	19478
Камера сгорания				
$\eta_{\text{г}}$		0,99	0,99	0,99
$\sigma_{\text{кс}}$		0,945	0,945	0,945
q_m	(2.12) рис. 2.3	0,0214	0,0244	0,0243
$G_{\text{тч}}$, кг/ч	(2.14)	10,11	3626	3639
$p_{\text{г}}^*$, кПа	(2.18)	753	1992	2011
$T_{\text{г}}^*$, К	табл. 3.1	1400	1560	1558
Турбина высокого давления				
$N_{\text{твд}}$, кВт	(3.2)	55,26	19562	19593
$G_{\text{гвд}}$, 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

1	2	3	4	5
$T_{ГВД}^*$, К	(2.27)	1044	1170,4	1170
$A_{ГВД}$, м ²	(2.22)	$1,129 \times 10^{-4}$	$142,3 \times 10^{-4}$	$141,7 \times 10^{-4}$
$\bar{n}_{ГВД} = \sqrt{T_{Г}^*/T_{ГР}^*}$		1,0	-	1,05
Турбина низкого давления				
$N_{ГВД}$	(3.3)	43,4	15525	15019
$G_{ГВД}$, кг/с	(2.26)	0,1408	44,55	44,82
$L_{ГВД}^*$, кДж/кг	(2.23)	308	325,8	334,8
$\pi_{ГВД}$	(2.24)	3,688	3,462	3,523
$\eta_{ГВД}^*$	табл. 3.1	0,92	0,902	0,917
$p_{Г}^*$, кПа	(2.25)	54,87	154,4	153,9
$T_{Г}^*$, К	(2.27)	776,1	894,1	885,7
$A_{ГВД}$, м ²	(2.22)	$3,818 \times 10^{-4}$	$483,3 \times 10^{-4}$	$479,2 \times 10^{-4}$
$\bar{n}_{ГВД} = \sqrt{T_{Г}^*/T_{ГР}^*}$		1,0	-	1,03
Сошло внутреннего контура				
$G_{ГС}$, кг/с	(2.26)	0,1436	45,45	45,72
$\pi_{С1}$	(2.51)	2,417	1,524	1,519
$\varphi_{С1}$	задается	0,99	0,99	0,99
$C_{С1}$	(2.55)	500,5	-	-
---	(2.52)	-	448,9	445,2
$\mu F_{С1}$, м ²	(2.54)	$18,53 \times 10^{-4}$	-	-
---	(2.53)	-	0,2316	0,2326
$p_{С} - p_{Н}$, кПа	(2.56)	6,28	0	0
Сошло наружного контура				
$\pi_{СII}$	(2.51)	2,511	1,568	1,583
$\varphi_{СII}$	задается	0,995	0,995	0,995

1	2	3	4	5
$C_{сП}$	(2.55)	309,7	—	—
---	(2.52)	—	283,2	286,1
$\mu F_{сП}, \text{М}^2$	(2.54)	$65,41 \times 10^{-4}$	—	—
---	(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 ($H=11 \text{ км}$, $M=0,8$)

Эти параметры ТРДД определяются по результатам проектного термодинамического расчета рабочего процесса двигателя при $G_{в\Sigma} = 1 \text{ кг/с}$ (табл. 3.2).

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

$$P_{уд} = \left(G'_{ГсI} C_{сI} + G'_{вП} C_{сП} - G'_{в\Sigma} V_{П} \right) 10^{-3}, \text{кНс/кг}. \quad (3.4)$$

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

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

$$\text{где } P_{удI} = \left(G'_{ГсI} C_{сI} - G'_{вI} V_{П} \right) 10^{-3} + F'_{сI} (p_{сI} - p_n),$$

$$P_{удII} = G'_{вII} (C_{сП} - V_{П}) 10^{-3} + F'_{сII} (p_{сП} - p_n).$$

В формулах (3.4) и (3.5) индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_{в\Sigma} = 1 \text{ кг/с}$. 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:

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

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

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

Удельный расход топлива на расчетном режиме

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

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

$$\begin{aligned} v_{охл \Sigma} &= 1 - \left[(1 - v_{охл \text{ са в д}}) + (1 - v_{охл \text{ рк в д}}) + (1 - v_{ут \text{ в д}}) + (1 - v_{охл \text{ са пд}}) \right] = \\ &= 1 - \left[(1 - 0,98) + (1 - 0,975) + (1 - 0,995) + (1 - 0,98) \right] = 0,93. \end{aligned}$$

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:

$$F_{вх} = \frac{G_{в \Sigma p} \sqrt{T_B^*}}{40,4 p_B^* q(\lambda_B)} = \frac{125,5 \sqrt{244,6}}{40,4 \cdot 34,61 \cdot 0,875} = 1,604 \text{ м}^2, \quad (3.7)$$

где величина $q(\lambda_B) = 0,875$ принята на основе данных табл. 2.1;

$$\begin{aligned}
 A_{ГВД} &= A'_{ГВД} \cdot G_{В\Sigma P} = 1,129 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 141,7 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\
 A_{ГНД} &= A'_{ГНД} \cdot G_{В\Sigma P} = 3,818 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 479,2 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\
 \mu F_{СI} &= \mu F'_{СI} \cdot G_{В\Sigma P} = 18,53 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 0,2326 \text{ м}^2; \\
 \mu F_{СII} &= \mu F'_{СII} \cdot G_{В\Sigma P} = 65,41 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 0,8209 \text{ м}^2; \\
 G_{ВII} &= G'_{ВII} \cdot G_{В\Sigma P} = 0,8592 \cdot 125,5 = 107,8 \text{ кг/с}; \\
 G_{ВI} &= G'_{ВI} \cdot G_{В\Sigma P} = 0,1408 \cdot 125,5 = 17,67 \text{ кг/с}; \\
 G_{ГВД} &= G'_{ГВД} \cdot G_{В\Sigma P} = 0,1338 \cdot 125,5 = 16,79 \text{ кг/с}; \\
 G_{ГНД} &= G'_{ГНД} \cdot G_{В\Sigma P} = 0,1408 \cdot 125,5 = 17,67 \text{ кг/с}; \\
 G_{Гс} &= G'_{Гс} \cdot G_{В\Sigma P} = 0,1436 \cdot 125,5 = 18,02 \text{ кг/с}; \\
 G_{мч} &= G'_{мч} \cdot G_{В\Sigma P} = 10,11 \cdot 125,5 = 1269 \text{ кг/ч}.
 \end{aligned}$$

продолж.(3.7)

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

Габаритный диаметр двигателя

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

где

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

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):

$$P_{\text{дв взл}} = (G_{\text{ГСГ}} C_{\text{СГ}} + G_{\text{В}} C_{\text{СВ}}) 10^{-3} = (45,72 \cdot 445,2 + 275,5 \cdot 286,1) 10^{-3} = 99 \text{ кН (10092 кгс)}. \quad (3.9)$$

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

$$G_{\text{ВΣ взл}} = G_{\text{ВΣр}} \frac{101,33}{p_{\text{н}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{н}}^*}{288,16}} \bar{G}_{\text{в пр кнд}}, \quad (3.10)$$

где величина $G_{\text{ВΣр}}$ определяется по (3.6), а величина $\bar{G}_{\text{в пр кнд}}$ берется первоначально по рис. 3.4 (табл. 3.1). При несовпадении расчетного и заданного значений тяги подбирают на дроссельной характеристике уточненные значения температуры $T_{\text{Г взл}}^*$, $\bar{G}_{\text{в пр кнд}}$ и других параметров рабочего процесса ТРДД с помощью подсистемы САПР.

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

Удельный расход топлива на взлетном режиме

$$C_{\text{уд взл}} = \frac{G_{\text{т ч}}}{P_{\text{дв взл}}} = \frac{3639}{99} = 36,8 \text{ кг/кНч (0,361 кг/кгсч)}. \quad (3.11)$$

3.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя

В случае ТРДД со смешением и без смешения потоков массу двигателя в общем случае можно рассчитать следующим образом [10]:

$$M_{\text{дв}} = (M_{\text{Г}} + M_{\text{П}} + M_{\text{КСМ}}) k_{\text{С}} k_{\text{рес}}. \quad (3.12)$$

Здесь $M_I = B (G_{В \text{ I пр.вен}})^{m_1} \left[\left(\frac{\pi_{к\Sigma}}{\pi_{В}} \right)^{0,286} - 1 \right] m^2 k_{T_r^*}$ – масса газогенератора внутреннего контура двигателя (без вентилятора и турбины вентилятора);

$G_{В \text{ I пр.вен}} = G_{В} \frac{1}{\pi_{В}} \sqrt{1 + \left(\pi_{В}^{0,286} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{В}}}$ – расход воздуха на взлетном режиме через внутренний контур, приведенный по параметрам за вентилятором;

$M_{II} = 0,865 G_{В\Sigma \text{ вЗЛ}}^{0,903} m^{0,104} \pi_{В}^{1,193}$ – масса турбовентиляторного и обечайки наружного контура;

$M_{КСМ} = 2,316 G_{В\Sigma \text{ вЗЛ}}^{0,753}$ – масса камеры смешения у ТРДДСм;

k_c – коэффициент совершенствования массы ГТД по годам (рис. 3.5);

$k_{рес}$ – коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от величины назначенного ресурса;

$k_{рес}$ –

- 1,0...1,07 – для ГТД ДПС в зависимости от величины ресурса τ ;
- 1,0 – для ГТД дальних военных и транспортных самолетов и вертолетов;
- 0,9 – для ГТД истребителей [16];

k_{T_r} – коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя за счет системы охлаждения турбины:

$$k_{T_r} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} \left(T_{Г \text{ max}}^* - 1200 \right). \quad (3.13)$$

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

Тип ГТД	$0,5 < G_{в1 \text{ пр вен}} < 5 \text{ кг/с}$			$5 < G_{в1 \text{ пр вен}} < 50 \text{ кг/с}$			$G_{в1 \text{ пр вен}} > 50 \text{ кг/с}$		
	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2
ТРД	20,9	0,8	0,5	15,2	1	0,5	6,96	1,2	0,5
ТРДД									

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):

$$\pi_{\kappa \Sigma \text{взл}} = 20,99; \pi_{\text{в взл}} = 1,615; m_{\text{взл}} = 6,162;$$

$$T_{\Gamma \text{max}}^* \approx T_{\Gamma \text{взл}}^* = 1558 \text{ К};$$

$$G_{\text{в} \Sigma \text{взл}} = 320,2 \text{ кг/с};$$

$$G_{\text{в1}} = \frac{G_{\text{в} \Sigma \text{взл}}}{1 + m_{\text{взл}}} = \frac{320,2}{1 + 6,162} = 44,71 \text{ кг/с}.$$

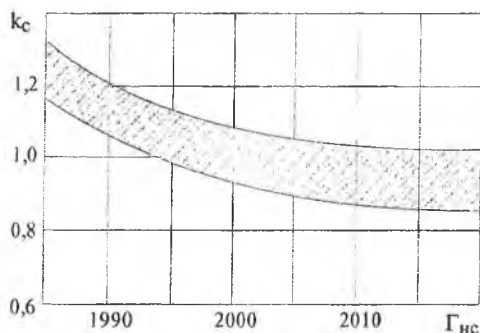


Рис. 3.5. Статическая зависимость коэффициента совершенствования массы ГТД от года начала серийного производства [11, 18, 24]

Если расчет взлетного режима выполнялся не в САУ, то величину $G_{\text{в1}}$ 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 газогенератора внутреннего контура ТРДД

$$G_{\text{в1 пр.вен}} = 44,71 \frac{1}{1,615} \sqrt{1 + (1,615^{0,286} - 1) \frac{1}{0,88}} = 29,9 \text{ кг/с},$$

$$M_1 = 15,2 \cdot 29,9 \cdot \left[\left(\frac{20,99}{1,615} \right)^{0,286} - 1 \right]^{0,5} 1,072 = 507 \text{ кг,}$$

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

Масса турбовентиляторного контура

$$M_{II} = 2,865 \cdot 320,2^{0,903} \cdot 6,162^{0,104} \cdot 1,615^{1,193} = 1122 \text{ кг.}$$

Масса проектируемого ТРДД в целом

$$M_{дв} = (507 + 1122) \cdot 0,955 \cdot 1,07 = 1664 \text{ кг,}$$

где величина $k_c = 1,05$ определена по рис. 3.5 в зависимости от года начала серийного выпуска спроектированного ТРДД (в примере $\Gamma_{нс} = 2010$ г.), а величина $k_{рес} = 1,07$ принята по рекомендациям к формуле (3.12).

Удельная масса двигателя вычисляется по формуле

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

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 ЛА, являются:

$$n_{дв} = 2; M_{дв} = 1664 \text{ кг; } \gamma_{дв} = 16,8 \text{ кг/кН; } \tau_{наз} = 40000 \text{ ч;}$$

$$P_{дв \text{ кр}} = 20,4 \text{ кН;}$$

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

$$L_{II} = 3500 \text{ км.}$$

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

3.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки

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

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

Необходимое количество топлива на ЛА

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

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

$$V_{\text{Т}} = \bar{V}_{\text{Т}} 3,6 \alpha M_{\text{п}} = 0,93 \cdot 3,6 \cdot 20,05 \sqrt{216,7 \cdot 0,8} = 0,93 \cdot 850 = 750 \text{ км/ч}.$$

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{\text{СУ+m}} = M_{\text{СУ}} + \bar{M}_{\text{тс}} M_{\text{тла}} = 4992 + 1,05 \cdot 14610 = 20332 \text{ кг},$$

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

3.6.2. Расчет взлетной массы ЛА

Взлетная масса ЛА

$$M_0 = \frac{M_{\text{СУ+m}}}{1 - \bar{M}_{\text{пл}}^* - \bar{M}_{\text{кн}}} = \frac{20332}{1 - 0,47 - 0,20} = 61612 \text{ кг},$$

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

Проверяется величина полученной стартовой тяговооруженности ЛА:

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

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

Затраты топлива на 1 т·км:

$$C_{\text{т км}} = \frac{M_{mL}}{M_{\text{кн}} L_{\text{п}} \cdot 10^{-3}} = \frac{\bar{G}_{\text{мон}} c_{\text{уд}} P_{\text{дв кр}} n_{\text{дв}}}{M_{\text{кн}} V_{\text{т}} \cdot 10^{-3}} =$$

$$= \frac{1,06 \cdot 62,21 \cdot 20,4 \cdot 2}{12322 \cdot 790 \cdot 10^{-3}} = 0,276,$$

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

3.6.4. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя

Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого ТРДД в системе ЛА производится по методике, приведенной в разделе 1.5.4.

Затраты на разработку двигателя

$$\begin{aligned}
 S_{\text{окр}} &= a_0 G_{\text{взл}}^{a_1} \pi_{\text{квзл}}^{a_2} \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{взл}} + 1)^{a_4} K_{\text{кт}}^{a_6} K_{\text{рев}} = \\
 &= 160 \cdot 44,71^{0,68} \cdot 20,99^{0,25} \left(\frac{1558}{1000} \right)^{1,25} (6,162 + 1)^{0,6} \cdot 5^{-0,65} \cdot 1,1 = \\
 &= 2225 \text{ млн.руб.}
 \end{aligned}$$

Затраты на подготовку серийного производства двигателя

$$S_{\text{пп}} = 0,2 \cdot S_{\text{окр}} = 0,2 \cdot 2225 = 445 \text{ млн. руб.}$$

Затраты на серийное производство

$$S_{\text{пр}} = 3,29 \cdot \Pi_{\text{дв}} \cdot z_{\text{дв}}^{0,82} = 3,29 \cdot 48,089 \cdot 2000^{0,82} = 80530 \text{ млн.руб.},$$

где цена двигателя

$$\begin{aligned}
 \Pi_{\text{дв}} &= a_0 (G_{\text{взл}})^{a_1} \pi_{\text{к}\Sigma\text{взл}}^{a_2} \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{взл}} + 1)^{a_4} K_{\text{рев}} = \\
 &= 0,122 (44,71)^{0,85} \cdot 20,99^{0,43} \left(\frac{1558}{1000} \right)^{1,25} (6,162)^{0,4} \cdot 1,1 = \\
 &= 48,089 \text{ млн.руб.}
 \end{aligned}$$

$z_{\text{дв}} = 2000$ (см. разд. 1.5.4) – планируемое потребное количество двигателей.

Затраты на эксплуатацию

Затраты на ремонт парка двигателей

$$\begin{aligned}
 S_{\text{рем}} &= 0,35 S_{\text{пр}} \frac{\tau_{\text{наз}}}{(1+K_{\text{об}}) T_{\text{см}}} = 0,35 \cdot 80530 \frac{40000}{(1+0,1) \cdot 7305} = \\
 &= 140305 \text{ млн.руб.},
 \end{aligned}$$

где средняя наработка на объем двигателя

$$T_{\text{см}} = T_{\text{дсд}} \left(1 - e^{-\frac{\tau_{\text{м}}}{T_{\text{дсд}}}} \right) = 15000 \left(1 - e^{-\frac{10000}{15000}} \right) = 73054.$$

$T_{\text{дсд}} = 1,5 \tau_{\text{м}} = 1,5 \cdot 10000 = 15000$ ч ($\tau_{\text{м}} = 10000$ – межремонтный ресурс двигателя).

Затраты на техническое обслуживание двигателей

$$S_{\text{ТО}} = 0,01 \cdot S_{\text{рем}} = 0,01 \cdot 140305 = 1403 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на топливо и ГСМ

$$S_{\text{ГСМ}} = G_{\text{ТЧ}}^{\text{ср}} \cdot \zeta_{\text{Т}} \cdot \frac{z_{\text{ДВ}} \cdot \tau_{\text{НДВ}}}{1 + K_{\text{Об}}} \cdot 10^6 = 1345 \cdot 14 \cdot \frac{2000 \cdot 40000}{1 + 0,1} \cdot 10^{-6} =$$
$$= 1369454 \text{ млн.руб.},$$

где $G_{\text{ТЧ}}^{\text{ср}} = \bar{G}_{\text{топ}} C_{\text{удкр}} P_{\text{кр}} = 1,06 \cdot 62,21 \cdot 20,4 \cdot 10^{-3} = 1345 \text{ кг/ч.}$

Стоимость жизненного цикла парка $z_{\text{ДВ}}$ равна

$$S_{\text{жДВ}} = S_{\text{окр}} + S_{\text{шт}} + S_{\text{пр}} + S_{\text{экс}} = 2225 + 445 + 80530 + 1511162 =$$
$$= 1594362 \text{ млн.руб.},$$

где

$$S_{\text{экс}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{ТО}} + S_{\text{ГСМ}} = 140305 + 1403 + 1369454 = 1511162 \text{ млн.руб.}$$

Стоимость жизненного цикла, приведенная на один двигатель –

$$S_{\text{жДВ}}^{\text{уд}} = \frac{S_{\text{жДВ}}}{z_{\text{ДВ}}} = \frac{1594362}{2000} = 797 \text{ млн. руб.}$$

Распределение затрат $S_{\text{жДВ}}$ по отдельным стадиям:

$$K_1 = \frac{S_{\text{окр}}}{S_{\text{жДВ}}} \cdot 100\% = \frac{2225}{1594362} \cdot 100 = 0,14\% ;$$

$$K_2 = \frac{S_{\text{шт}}}{S_{\text{жДВ}}} \cdot 100\% = \frac{445}{1594362} \cdot 100 = 0,034\% ;$$

$$K_3 = \frac{S_{\text{пр}}}{S_{\text{жДВ}}} \cdot 100\% = \frac{80530}{1594362} \cdot 100 = 5\% ;$$

$$K_4 = \frac{S_{\text{экс}}}{S_{\text{жДВ}}} \cdot 100\% = \frac{1511162}{1594362} \cdot 100 = 94,8\% .$$

Глава 4. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРДДФ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

4.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРДДФ

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

Заданные режимы двигателя:

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

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

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

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

Заданный прототип ЛА – стратегический бомбардировщик B-1A [2].

Расчетная дальность полета – $L_{\text{п } \Sigma} = 8000 \text{ км}$, 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 $T_{\text{Г max}}^* \leq 1600 \text{ К}$;

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

назначенный ресурс ТРДДФ $\tau_{\text{наз}} = 6000 \text{ ч}$;

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 $C_{\text{уд кр1}}$ и $C_{\text{уд кр2}}^{\Phi}$ в условиях крейсерского полета, в данном варианте вместо технико-экономических показателей ЛА ($\bar{M}_{\text{БН}}$ и т.п.) может быть, например, задано:

$$C_{\text{уд}} \leq 76 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч (0,746 кг/кгс}\cdot\text{ч)}; C_{\text{уд кр2}}^{\Phi} \leq 200 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч (1,96 кг/кгс}\cdot\text{ч)};$$

$$M_{\text{дв}} \leq 1800 \text{ кг}; D_{\text{дв}} \leq 1425 \text{ мм}.$$

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

Заданный режим работы двигателя – $P_{\text{дв}}^{\Phi} = 144,5 \text{ кН}$ при $H_{\text{п}} = 0$;

$M_{\text{п}} = 0$; САУ.

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

Ограничения:

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

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

удельный расход топлива на взлетном режиме $C_{\text{уд}} \leq 60 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч}$ ($0,588 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$); $C_{\text{уд}}^{\Phi} \leq 230 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч}$;

назначенный ресурс $T_{\text{наз}} = 6000 \text{ ч}$.

4.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДДФ

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

В соответствии с рекомендациями разд. 1.3 в качестве расчетного режима ТРДДФ сверхзвуковых ЛА принимается взлетный режим. Максимально допустимую температуру газа перед турбиной двигателя принимаем равной температуре $T_{\text{г}}^*$ взлетного режима в САУ*. $T_{\text{г}}^* = T_{\text{г}}^* = 1600 \text{ К}$. В соответствии с рекомендациями разд. 2.7 максимальную температуру в форсажной камере $T_{\text{ф}}^* = T_{\text{ф}}^*$ определяем из условия $\alpha_{\Sigma \text{min}} = 1,2$, а температуру $T_{\text{ф}}^*$ 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.

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

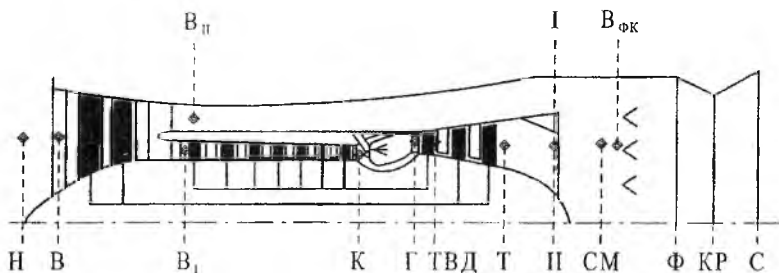


Рис. 4.1. Схема проточной части ТРДДФ – прототипа [3]

Для рассмотренного в разд. 4.1 примера задания по величинам температуры $T_{Г\text{ВЗЛ}}^*$, дальностей полета $L_{П1} = 6000$ км, $L_{П2} = 2000$ км могут быть выбраны в качестве расчетных следующие варианты оптимальных сочетаний параметров рабочего процесса, приведенные к условиям взлета:

I вариант	II вариант	III вариант
$\pi_{К\Sigma\text{ВЗЛ}} = 26,5;$	$\pi_{К\Sigma\text{ВЗЛ}} = 19;$	$\pi_{К\Sigma\text{ВЗЛ}} = 30;$
$m_{\text{ВЗЛ}} = 2,0$ ($m = 1,8 \dots 2,6$);	$m_{\text{ВЗЛ}} = 2,6;$	$m_{\text{ВЗЛ}} = 1,8;$
$\pi_{В\text{ВЗЛ}} = 2,36$ ($\pi_{В} = 2,15 \dots 2,6$).	$\pi_{В\text{ВЗЛ}} = 2,15.$	$\pi_{В\text{ВЗЛ}} = 2,6.$

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

Основываясь на схеме проточной части прототипа (см. рис. 4.1), выбранных значениях основных параметров рабочего процесса проектируемого ТРДДФ ($T_{Г\text{ВЗЛ}}^*$, $\pi_{К\Sigma}$, m , $\pi_{В}$, α_{Σ}) и на рекомендациях главы 2, выбираем, например, для I варианта параметров ($\pi_{К\Sigma\text{ВЗЛ}} = 26,5$) следующие величины КПД ступеней компрессоров, турбин и коэффициентов потерь:

$$\sigma_{\text{ВХ}} = 1,0 \quad (M = 0, H = 0);$$

$$v_{\text{ОХЛ са вл}} = 0,98;$$

$$\sigma_{\text{ВХ}} = 0,97 \quad (M = 0,8; H = 11 \text{ км});$$

$$k_{Г} \cong v_{\text{ОХЛ рк вл}} = 0,98;$$

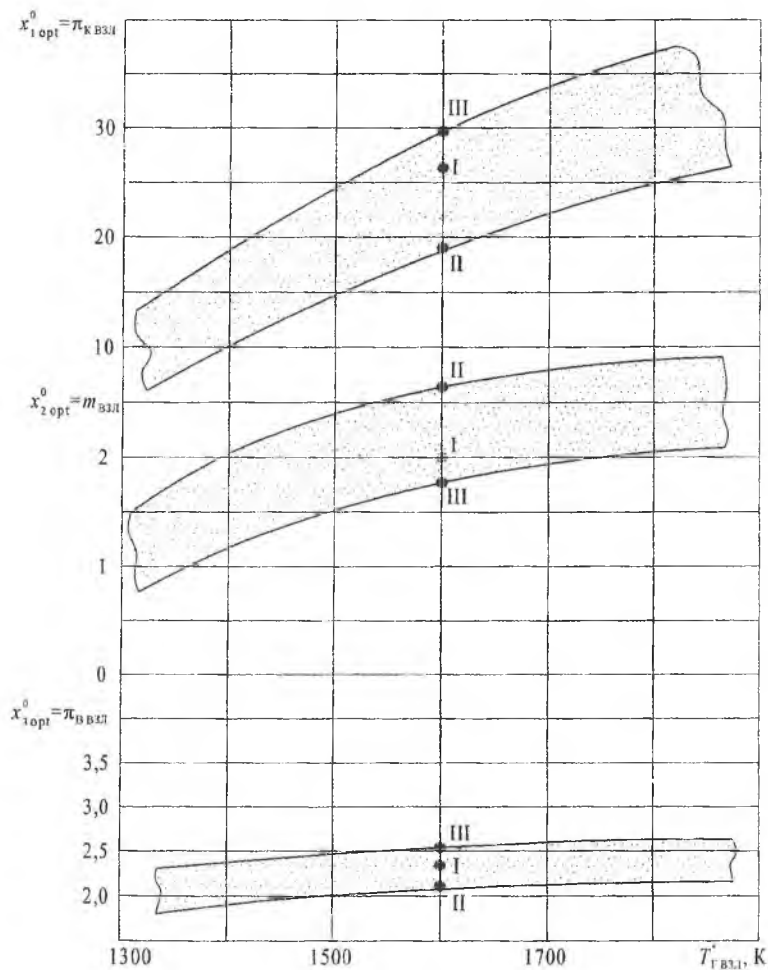


Рис. 4.2. Типовая зависимость от температуры $T_{ГВЗЛ}^*$ оптимальных по критерию M_0

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 $M_{П1} = 0,75 \dots 0,85$, $H_{П1} = 11$ км

и $L_{П2} = 2000$ км при $M_{П2} = 2$, $H_{П2} = 15$ км

$$\sigma_{\text{ВХ}} = 0,86 \text{ (} M = 2, H = 15 \text{ км)};$$

$$\sigma_{\text{КС}} = 0,935;$$

$$\eta_{\Gamma} = 0,99;$$

$$\eta_{\text{М ВД}} = 0,995;$$

$$\eta_{\text{М НД}} = 1,0;$$

$$\sigma_{\text{I}} = 0,985;$$

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

$$\eta_{\text{СТ В}}^* = 0,875 \text{ (при } \bar{n}_{\text{пр}} = 1,0)$$

$$\eta_{\text{СТ КВД}}^* = 0,88;$$

$$\eta_{\text{СТ ТВД}}^* = 0,91;$$

$$\eta_{\text{СТ ТНД}}^* = 0,91;$$

$$V_{\text{ОХЛ ПЛ СА ВД}} = 0,96;$$

$$V_{\text{УТ ТВД}} = 0,98;$$

$$V_{\text{ОХЛ ПЛ СА НД}} = 1,0;$$

$$V_{\text{ОХЛ СА НД}} = 0,99;$$

$$V_{\text{ОХЛ РК НД}} = 1;$$

$$V_{\text{УТ ТНД}} = 1;$$

$$\sigma_{\text{К СМ}} = 0,995;$$

$$\sigma_{\Gamma \Phi \text{К}} = 0,97;$$

$$\lambda_1 = 0,20;$$

$$\eta_{\Gamma \Phi} = 0,875 \text{ (при } \alpha_{\text{ГМН}} = 1,2);$$

$$\eta_{\Gamma \Phi} = 0,95 \text{ (при } \alpha_{\Sigma \text{КР}} \cong 1,6 \dots 1,8);$$

$$\varphi_{\text{С Р}} = 0,975.$$

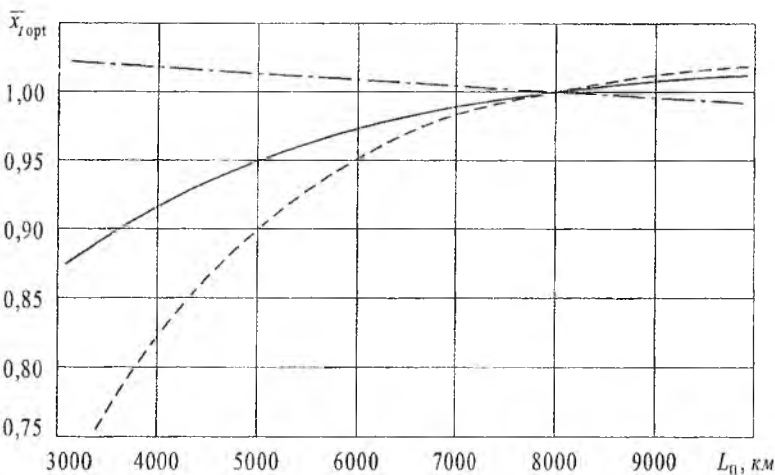


Рис. 4.3. Влияние суммарной дальности полета $L_{\text{П}\Sigma}$ на величины оптимальных по критерию M_0 параметров ГРДДФ со смешением потоков при $\bar{L}_{\text{П}2} = 0,25$:

$$x_{i \text{opt}} = x_{i \text{opt}}^0 \bar{x}_{i \text{opt}};$$

— $\pi_{\text{к opt}}$; - - - m_{opt} ; - · - $\pi_{\text{в opt}}$

Выбранные значения КПД 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 $\eta_{ст}^*$ снижено относительно рекомендованных значений на 2% (см. разд. 2.3).

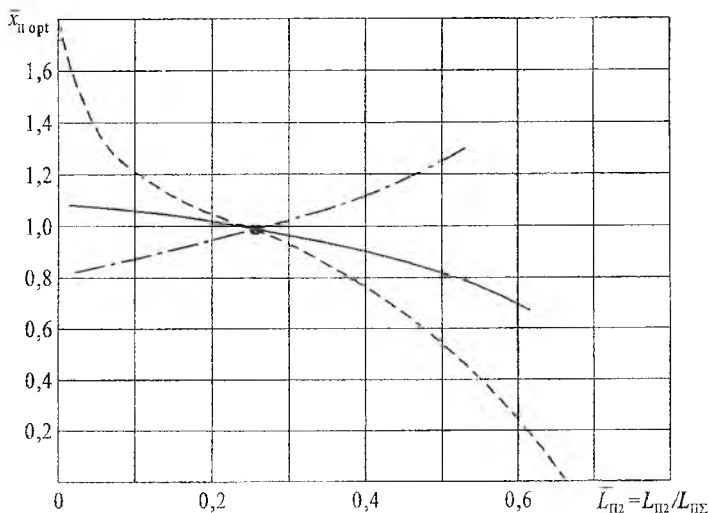


Рис. 4.4. Влияние относительной дальности сверхзвукового участка полета \bar{L}_{II} на величины оптимальных по критерию M_0 параметров ТРДДФ со смещением потоков:

$$x_{i\text{opt}} = x_{i\text{opt}}^0 \cdot \bar{x}_{i\text{opt}} \cdot \bar{x}_{II\text{opt}};$$

— $\pi_k \text{ opt}$; —·— $m \text{ opt}$; ··· $\pi_b \text{ opt}$

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

$$m_{\text{opt см}} = \left(\frac{\bar{c}_p}{T_H^*} \frac{T_\Gamma^*}{T_H^*} \right) \frac{(1 + q_m) v_\Sigma \eta_{\Gamma\Sigma}^* \eta_M \eta_B^*}{\pi_B^{0,286} - 1} \left[1 - \left(\frac{\pi_{\text{к}\Sigma} \cdot \sigma_{\text{II}}}{\pi_B \cdot \sigma_{\text{к}\Sigma}} \right)^{-0,25} \right] - \frac{\left(\frac{\pi_{\text{к}\Sigma}^{0,286} - 1}{\pi_{\text{к}\Sigma}} \right) \eta_B^*}{\left(\frac{\pi_B^{0,286} - 1}{\pi_B} \right) \eta_{\text{к}\Sigma}^*},$$

где значения $\eta_{\text{к}\Sigma}^*$ и η_B^* оцениваются по осредненным величинам $\eta_{\text{ст}}^*$ с помощью рис. 2.2 и формулы (2.6), q_m — по рис. 2.3, v_Σ — по рекомендациям к формуле (2.17), $\eta_{\text{т}\Sigma}^* \approx (1,01 \dots 1,015) \eta_{\text{ст}}^*$, $\bar{c}_{\text{пр}} = c_{\text{пр}}/c_{\text{прв}} \approx 1,14 \dots 1,17$.

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

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

Здесь было принято: $\eta_{\text{к}\Sigma}^* = 0,817$ — определено по величинам $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = 26,5$ и $\eta_{\text{ст}}^* = 0,88$ (рис. 2.2), $\eta_{\text{вр}}^* = \eta_{\text{во}}^* - \Delta\eta_{\text{кн}}^* = 0,86 - 0,02 = 0,84$. Величина $\eta_{\text{во}}^*$ определялась по $\pi_B = 2,36$ и $\eta_{\text{ст}}^* = 0,875$ (рис. 2.2), а величина поправки $\Delta\eta_{\text{кн}}^* = 0,02$ была принята по рекомендациям к формуле (2.6). В данном случае выбранная для расчетного режима ТРДДФ (при $H_{\text{II}} = 0$; $M_{\text{II}} = 0$) умеренная величина $\Delta\eta_{\text{кн}}^*$ соответствует на характеристике вентилятора (см. рис. 2.1) положению рабочей точки при $\bar{n}_B \text{ пр} \approx 1,04$, что приводит к лучшим значениям КПД вентилятора при $M_{\text{II}} = 2$. В случае больших M_{II} , а также при большей доле сверхзвукового участка полета (\bar{L}_{n2}) величину $\bar{n}_B \text{ пр}$ (и соответственно $\Delta\eta_{\text{кн}}^*$) в расчетной точке (при $M_{\text{II}} = 0$) принимают большей.

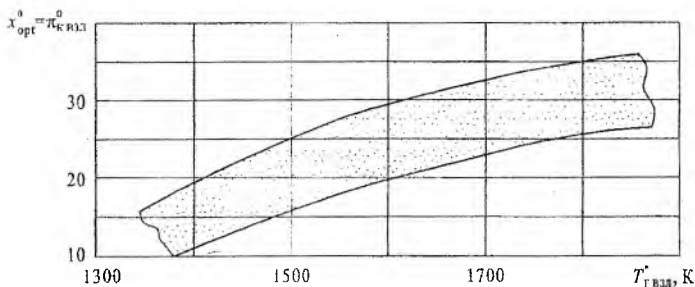


Рис. 4.5. Типовая зависимость от температуры $T_{\text{ГВЗЛ}}^*$ оптимальных по критерию M_0 значений $\bar{\pi}_{\text{кр}}^0$ (в пределах $\Delta y = 1\%$) для ГРДФ многорежимного ЛА с расчетной дальностью полета $L_{\text{П}\Sigma} = 8000$ км: $L_{\text{П}1} = 6000$ км при $M_{\text{П}} = 0,75 \dots 0,85$, $H_{\text{П}} = 11$ км и $L_{\text{П}2} = 2000$ км при $M_{\text{П}} = 2$, $H_{\text{П}} = 15$ км

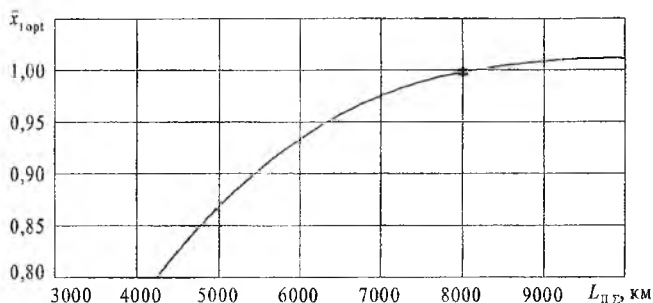


Рис. 4.6. Влияние суммарной дальности полета $L_{\text{П}\Sigma}$ на величину $\bar{\pi}_{\text{кр}}^0$ по критерию M_0 для ГРДФ при $\bar{L}_{\text{П}2} = 0,25$: $\bar{\pi}_{\text{кр}}^0 = \bar{\pi}_{\text{кр}}^0 \cdot \bar{\pi}_{1\text{опт}}$

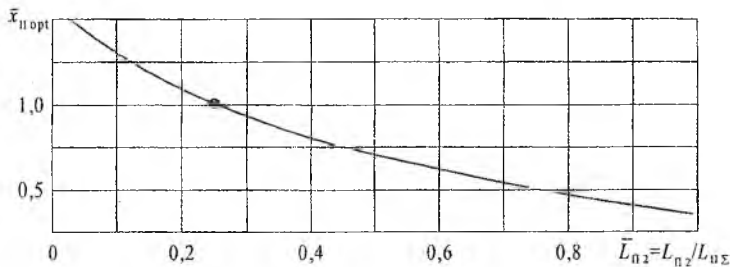


Рис. 4.7. Влияние относительной дальности сверхзвукового участка полета $\bar{L}_{\text{П}2}$ на величину $\bar{\pi}_{\text{кр}}^0$ критерию M_0 для ГРДФ; $\bar{\pi}_{\text{кр}}^0 = \bar{\pi}_{\text{кр}}^0 \cdot \bar{\pi}_{1\text{опт}} \cdot \bar{\pi}_{\text{П}2}$

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 КПД 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 $H_{\Pi} = 0$, $M_{\Pi} = 0$, САУ, $T_{Г\text{взл}}^* = 1600$ К) для 1 варианта параметров рабочего процесса ($\pi_{к\Gamma} = 26,5$; $m = 2$) при принятых в разд. 4.2 КПД ступеней, выбирая $Y_{\text{ТВД}}^* = 0,48$ и $Y_{\text{ТНД}}^* = 0,52$, получаем следующие результаты: $\eta_{\text{В}}^* = 0,84$ при $\pi_{\text{В}} = 2,36$;

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

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

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

$$\Delta\eta_{\text{Т ОХЛ}}^* = 0,02, \quad \Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0, \quad \eta_{\text{Т}}^*/\eta_{\text{СТ}}^* = 1 - \text{ для турбины ВД};$$

$$\Delta\eta_{\text{Т ОХЛ}}^* = 0, \quad \Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0, \quad \eta_{\text{Т}}^*/\eta_{\text{СТ}}^* = 1,005 - \text{ для турбины НД}^*.$$

Для турбины ВД величина $\Delta\eta_{\text{Т ОХЛ}}^*$ оценивалась с помощью рис. 2.5 по величине $\bar{G}_{\text{В ОХЛ РК}} = (1 - \nu_{\text{ОХЛ РК}}) + (1 - \nu_{\text{УТ}}) = (1 - 0,98) + (1 - 0,98) = 0,04$.

Величина $\Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0$ определена с помощью рис. 2.7 путем оценки для расчетного режима величины пропускной способности турбины

$$A_{\text{Т}} \approx \frac{G_{\text{ВТ}} \sqrt{R_{\text{Г}} \cdot 10^3 T_{\text{Г}}^*}}{P_{\text{ВХ}} \pi_{\text{К}\Sigma} \sigma_{\text{К}\Sigma} \cdot 10^3} = \frac{60 \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1600}}{101,33 \cdot 26,5 \cdot 0,935 \cdot 10^3} = 0,016 \text{ м}^2,$$

* Для указанных высот полета $H_{\Pi} = 0 \dots 15$ км поправка $\Delta\eta_{\text{Т}}^* R_{\text{е}}$ не рассматривается.

где величина $G_{\text{вТ}} = \frac{P_{\text{дв зад}}}{(1+m)P_{\text{уд}}}$, а значение $P'_{\text{уд}} \approx 0,8 \frac{\text{кН}}{\text{кг} \cdot \text{ч}}$ оценивалось по типовым зависимостям. Для оценки необходимости в охлаждении турбины НД была определена величина температуры $T_{\text{Гнд}}^* = 1182 \text{ К}$ 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 $z_{\text{ТВД}} = 1$, $z_{\text{ТНД}} = 2$, $\eta_{\text{СТ}}^* = 0,91$ 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:

$$\eta_{\text{ТВД}}^* = \eta_{\text{СТ}}^* \eta_{\text{Т}}^*/\eta_{\text{СТ}}^* - \Delta\eta_{\text{Тохл}}^* - \Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0,91 \cdot 1 - 0,02 - 0 = 0,89,$$

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 $M_{\text{п}} = 0$, $H_{\text{п}} = 0$, САУ, а значения параметров нагруженности турбин ($Y_{\text{ТВД}}^*$ 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 $T_{\text{Гкр}}^*$, $\lambda_{\text{в}}$, $\pi_{\text{КС}}$, $\pi_{\text{КВД}}$, $\pi_{\text{КНД}}$, $\pi_{\text{в}}$, 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 (4.3а) 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: $\bar{T}_{\text{Г}}^* = T_{\text{Г кр1}}^*/T_{\text{Г взл}}^* = 0,83$, а также $\bar{\eta}_{\text{ТНД1}}^* = 0,994$, $\bar{\pi}_{\text{в1}} \approx \bar{\pi}_{\text{КНД1}} = 0,95$, $\bar{\pi}_{\text{КВД1}} = 0,98$, $\bar{\lambda}_{\text{1}} = 0,975$, $\bar{G}_{\text{в пр1}} = 0,97$.

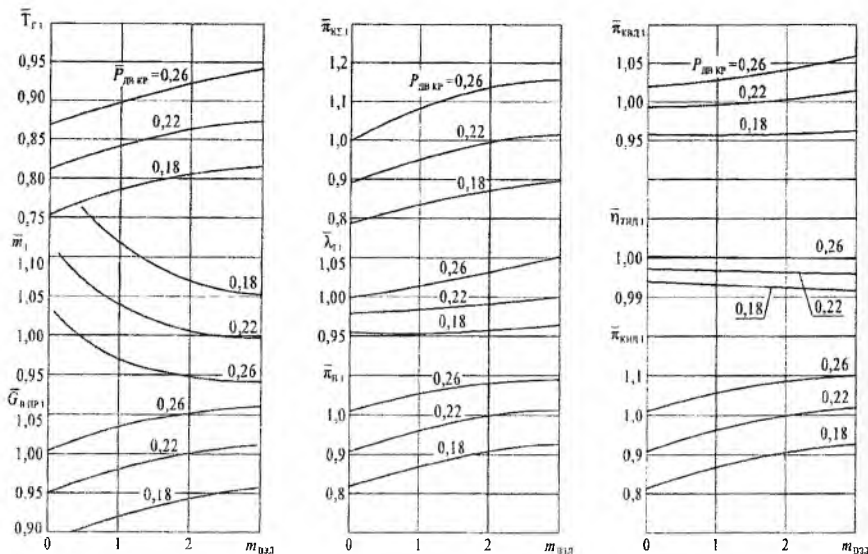


Рис. 4.8. Взаимосвязь между параметрами ТРДД со смещением потоков на режимах крейсерского дозвукового полета ($H_{\Pi} = 11$ км, $M_{\Pi} = 0,75 \dots 0,85$) и на расчетном (взлетном) режиме при различных соотношениях тяг: $\bar{P}_{\text{дв}} = P_{\text{дв кр1}} / P_{\text{дв взл}}$

$$(\bar{T}_{\text{Г1}}^* = T_{\text{Г кр1}}^* / T_{\text{Г в}}^*; \bar{\pi}_{\text{к1}} = \pi_{\text{к кр1}} / \pi_{\text{к в}}; \bar{m}_1 = m_{\text{к кр1}} / m_{\text{в}} \text{ и т.д.})$$

Принимая для сверхзвукового полета на форсированном режиме* $T_{\text{Г кр2}}^* = T_{\text{Г взл}}^*$ при постоянной приведенной площади критического сечения сопла

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

где $\bar{\sigma}_{\Phi} = 1/\sigma_{\text{Г}}$, $\bar{G}_{\text{Г}\Phi} = G_{\text{Г}\Phi} / G_{\text{Г с м}} \approx 1 + q_{\text{Г}\Phi}$, $\bar{m}_{\text{Г}} = m_{\text{Г}\Phi} / m_{\text{Г}}$ (см. разд. 2.8.2), определяют величины коэффициентов пересчета с взлетного режи-

* На сверхзвуковом участке полета при работе ГТД на форсированном режиме температура газа перед турбиной обычно поддерживается максимальной [9]; $T_{\text{Г max}}^* \geq T_{\text{Г взл}}^*$ в САУ. В тех случаях, когда заданная температура $T_{\text{Г max}}^*$ ограничивается не при $t_{\text{Г}} = 15^{\circ}\text{C}$, а, например, при $t_{\text{Г}} = 25^{\circ}\text{C}$, то ее величина обычно на 30...50° больше, чем $T_{\text{Г взл}}^*$ в САУ.

ма на режим сверхзвукового крейсерского полета (рис. 4.9): $\bar{T}_{Г2}^* = 1,0$,
 $\eta_{Г10Д2} = 0,995$, $\bar{\pi}_{В2} \approx \bar{\pi}_{КНД2} = 0,645$; $\bar{\pi}_{КВД2} = 0,77$; $\bar{\lambda}_{12} = 0,81$. $\bar{m}_2 = 1,38$;
 $\sigma_{впр2} = 0,73$.

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

– для режима дозвукового крейсерского полета:

$$T_{Гкр1}^* = T_{Гвзл}^* \bar{T}_{Г1} = 1600 \cdot 0,83 = 1328 \text{ К};$$

$$\pi_{КНД1} = \pi_{КНДвзл} \bar{\pi}_{КНД1} = 2,242 \cdot 0,95 = 2,13;$$

$$\pi_{КВД1} = \pi_{КВДвзл} \bar{\pi}_{КВД1} = 11,82 \cdot 0,92 = 11,58;$$

$$\pi_{В1} = \pi_{Ввзл} \bar{\pi}_{В1} = 2,36 \cdot 0,95 = 2,24;$$

$$m_1 = m_{взл} \bar{m}_1 = 2 \cdot 1,04 = 2,08;$$

$$\lambda_{11} = \lambda_{1взл} \bar{\lambda}_{11} = 0,2 \cdot 0,975 = 0,195;$$

$$\eta_{ТНД}^* = \eta_{Гр}^* \bar{\eta}_{ТНД1} - \Delta\eta_{Г\text{ Ре}}^* = 0,915 \cdot 0,994 - 0 = 0,909;$$

– для режима сверхзвукового крейсерского полета:

$$T_{Гкр2}^* = T_{Гвзл}^* \bar{T}_{Г2} = 1600 \cdot 1 = 1600 \text{ К};$$

$$\pi_{КНД2} = \pi_{КНДвзл} \bar{\pi}_{КНД2} = 2,242 \cdot 0,645 = 1,45;$$

$$\pi_{КВД2} = \pi_{КВДвзл} \bar{\pi}_{КВД2} = 11,82 \cdot 0,77 = 9,1;$$

$$\pi_{В2} = \pi_{Ввзл} \bar{\pi}_{В2} = 2,36 \cdot 0,645 = 1,52;$$

$$m_2 = m_{взл} \bar{m}_2 = 2 \cdot 1,38 = 2,76;$$

$$\lambda_{12} = \lambda_{1взл} \bar{\lambda}_{12} = 0,2 \cdot 0,81 = 0,162;$$

$$\eta_{ТНД}^* = \eta_{Гр}^* \bar{\eta}_{ТНД2} - \Delta\eta_{Г\text{ Ре}}^* = 0,915 \cdot 0,995 - 0 = 0,91.$$

Величины КПД компрессоров НД (вентилятора) и ВД в крейсерских условиях полета определяются по рис. 2.1 в зависимости от величин $\bar{G}_{впр}$

и $\pi_{кр}$ по формуле $\eta_{К}^* = \eta_{кр}^* \bar{\eta}_{К}$. При этом величину $G_{впр}$ для компрессора ВД вычисляют по формуле (3.1). Так, например, для $H_{П} = 11$ км; $M_{П} = 0,8$ получим:

для компрессора НД ($\bar{G}_{впр\text{ КНД}} = 0,97$ при $\pi_{кр} \approx 2,3$)

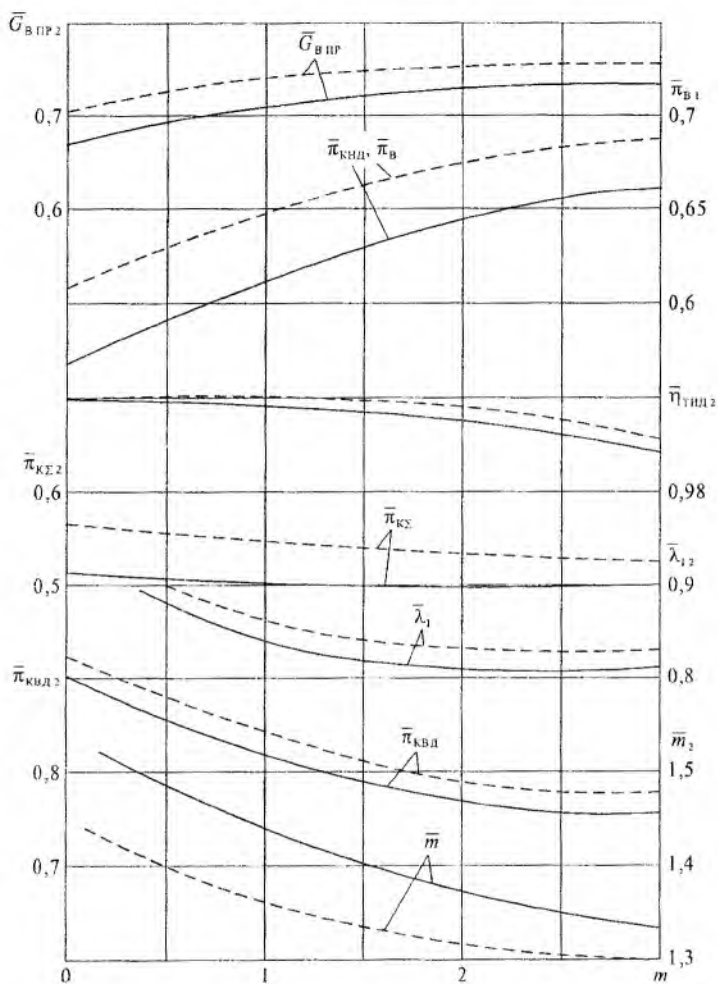


Рис. 4.9. Взаимосвязь между параметрами ТРДДФ со смешением потоков на режиме крейсерского сверхзвукового полета при $T_{гкр2}^* = \text{const}$, $H_{п} = 15$ км, $M_{п} = 2$ и на расчетном (взлетном) режиме: — $T_{гкр2}^* = T_{гвз сав}^*$; - - - $T_{гкр2}^* = 50^\circ + T_{гвз сав}^*$

$$\left(\bar{\pi}_{к2} = \frac{\pi_{ккр2}}{\pi_{кр}}; \bar{G}_{в пр2} = \frac{G_{в пр кр2}}{G_{в прр}}; \bar{m}_2 = \frac{m_{кр2}}{m_p}; \bar{\lambda}_{12} = \frac{\lambda_{1 кр2}}{\lambda_{1 p}} \right)$$

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

$$\text{для компрессора ВД } \bar{G}_{\text{в пр кнд}} = \frac{0,97}{(0,95)^{0,857}} \frac{1+2}{1+1,04 \cdot 2} = 0,99.$$

При этом $\pi_{\text{кр}} = 11,8$.

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

Для $H_{\text{II}} = 15$ км, $M_{\text{II}} = 2$ имеем:

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

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

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

При этом $\pi_{\text{кр}} = 11,8$.

Согласно рис. 2.1 получим $\eta_{\text{квд}}^* = 0,835 \cdot 1,01 = 0,843$.

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 $M_{\text{II}} = 0,8$, $H_{\text{II}} = 11$ км и $M_{\text{II}} = 2$, $H_{\text{II}} = 15$ 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).

Таблица 4.1

Параметры	Величины параметров на заданных режимах		
	$H_{\Pi} = 0,$ $M_{\Pi} = 0$	$H_{\Pi} = 11$ км, $M_{\Pi} = 0,8$	$H_{\Pi} = 15$ км, $M_{\Pi} = 2$
$T^*_{Г}, К$	1600	1328	1600
$\alpha_{Г}$	1,2	—	1,6
$\eta_{ГФ}$	0,875	—	0,95
$\pi_{КС}$	26,5	24,6	13,25
m	2	2,08	2,76
$\pi_{В}$	2,36	2,24	1,52
$\eta^*_{В}$	0,84	0,85	0,827
$\pi_{КВД}$	2,242	2,13	1,45
$\eta^*_{КВД}$	0,85	0,86	0,837
$\pi_{КВД}$	11,82	11,58	9,1
$\eta^*_{КВД}$	0,835	0,835	0,843
$\eta^*_{ТВД}$	0,89	0,89	0,89
$\eta^*_{ТВД}$	0,915	0,909	0,91
λ_1	0,2	0,195	0,162
$\bar{G}_{В пр}$	1	0,97	0,73
$\sigma_{ВХ}$	1	0,97	0,86
$\varphi_{С}$	0,975	0,975	0,975

В отличие от исходного расчета, который производится для условий взлета при $G_{ВГ} = 1$ кг/с, крейсерские режимы в условиях полета рассчитываются при фактических расходах воздуха, которые соответствуют расчетным проектным размерам двигателя: $D_{ВХ}$, A_T , F_C 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 [9,11]. При этом, используя обобщенные характеристики для компрессора и турбины НД и полагая для турбин ВД и СД $A_T = \text{const}$ и $\eta_T^* = \text{const}$, с помощью программы расчета характеристик ГТД на ЭВМ устраняют невязки (отклоне-

ния от исходных проектных данных) по пропускным способностям турбин ($\delta A_{\text{ТВД}}$, $\delta A_{\text{ТНД}}$), по приведенной площади критического сечения сопла ($\delta l_{\text{кр}}^{\text{Ф}}$), а также по площадям на входе в камеру смешения (δF_{I} и δF_{II}) при сохранении заданной величины тяги $P_{\text{дв кр 1}}$ (или $P_{\text{дв кр 2}}^{\text{Ф}}$).

Таблица 4.2

Параметры	Номер формулы, (рисунка, таблицы)	Результат				
		$H_{\text{п}} = 0$, $M_{\text{п}} = 0$	$H_{\text{п}} = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$		$H_{\text{п}} = 15$ км, $M_{\text{п}} = 2$	
		исходный расчет	начальное приближение	окончательный расчет	начальное приближение	окончательный расчет
1	2	3	4	5	6	7
Входное устройство						
$V_{\text{п}}$, м/с	(2.2)	0	236,1	236,1	590,1	590,1
$T_{\text{п}}$, К	САУ [11, 19]	228,16	216,7	216,7	216,7	216,7
$p_{\text{п}}$, кПа	САУ	101,33*	22,7	22,7	12,11	12,11
$T_{\text{п}}^*$, К	(2.1)	288,16	244,6	244,6	389,8	389,8
$p_{\text{п}}^*$, кПа	(2.4)	101,33	34,6	34,6	94,85	94,85
$p_{\text{вх}}^*$	(2.3)	101,33	33,57	33,57	81,57	81,57
$G_{\text{вх}}$, кг/с	(4.4)	1	57,13	57,98	82,72	82,49
$\bar{G}_{\text{в пр}}$	рис. 4.8 и 4.9	1	0,97	0,983	0,73	0,728
Компрессор наружного контура						
$\bar{n}_{\text{в пр}}$		1,04	-	1,01	-	0,75
m	табл. 4.1	2	2,08	2,064	2,762	2,76
$G_{\text{вн}}$, кг/с	$G_{\text{вн}} \frac{m}{1+m}$	0,667	38,59	39,06	60,73	60,55
$\pi_{\text{вн}}$	рис. 4.2, 4.3, 4.4	2,36	2,24	2,279	1,52	1,512
$\eta_{\text{в}}^*$	рис. 2.1 и (2.6)	0,84	0,85	0,849	0,827	0,826
$p_{\text{кн}}^*$, кПа	(2.8)	239,1	75,2	76,5	124	123,4
$I_{\text{вн}}^*$, кДж/кг	(2.9)	95,9 [†]	74,7	76,53	60,02	59,33

* (1,0332 кг/см²)

† (22,9 ккал/кг)

1	2	3	4	5	6	7
$T_{кп}^*$, К	(2.11)	383,4	319	320,8	448,9	448,2
$N_{кп}$, кВт	(2.10)	63,96	2882	2989	3645	3592
Компрессор низкого давления						
$G_{в1} = G_{вэ} \frac{m}{1+m}$	(2.7)	0,333	18,54	18,92	21,99	21,94
$\pi_{кнд}$	табл. 4.1	2,242	2,13	2,162	1,45	1,462
$\eta_{кнд}^*$	рис. 2.1 и (2.6)	0,85	0,86	0,86	0,837	0,839
$p_{кнд}^*$, кПа	(2.8)	227,2	71,51	72,59	118,3	119,2
$T_{кнд}^*$, К	(2.11)	376	313	314,5	441,3	442,4
$L_{кнд}^*$, кДж/кг	(2.9)	88,44	68,69	70,22	52,26	53,32
$N_{кнд}$, кВт	(2.10)	29,45	1274	1329	1148	1169
Компрессор высокого давления						
\bar{C}_v в пр кед	(3.1)	1	0,99	0,992	0,845	0,831
$\pi_{квд}$	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	0,84
$p_{квд}^*$, кПа	(2.8)	2685	828,1	851,4	1076	1080
$L_{квд}^*$, кДж/кг	(2.9)	459,5	380,3	383,9	456,4	458,1
$T_{квд}^*$, К	(2.11)	813,1	681,7	686,5	870	872,5
$N_{квд}$, кВт	(2.10)	153	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	0,019	0,0222	0,0221
$G_{г ч}$, 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

1	2	3	4	5	6	7
Турбина высокого давления						
$N_{\text{ТВД}}, \text{кВт}$	(3.3)	154,1	7088	7302	10084	10099
$G_{\text{Г}}, \text{кг/с}$	(2.16)	0,3174	17,55	19,93	20,9	20,84
$L^*_{\text{ТВД}}, \text{кДж/кг}$	(2.23)	485	403,5	407,2	482,5	484,4
$\pi_{\text{ТВД}}$	(2.24)	3,984	4,04	4,005	3,955	3,978
$\eta^*_{\text{ТВД}}$	табл. 4.1	0,89	0,89	0,89	0,89	0,89
$p^*_{\text{ТВД}}, \text{кПа}$	(2.25)	630,2	191,7	198,8	254,5	253,8
$T^*_{\text{ТВД}}, \text{К}$	(2.27)	1191	975,9	991,7	1195	1194
$A_{\text{ТВД}}, \text{м}^2$	(2.22)	$0,8572 \times 10^{-4}$	$140,4 \times 10^{-4}$	$140,4 \times 10^{-4}$	$141,2 \times 10^{-4}$	$140,4 \times 10^{-4}$
Турбина низкого давления						
$N_{\text{ТНД}}, \text{кВт}$	(3.3)	93,49	4157	4318	4795	4762
$G_{\text{ТНД}}, \text{кг/с}$	(2.26)	0,3374	18,68	19,07	22,22	22,17
$L^*_{\text{ТНД}}, \text{кДж/кг}$	(2.23)	276,9	222,5	226,4	215,7	214,8
$\pi_{\text{ТНД}}$	(2.24)	2,7	2,674	2,668	2,126	2,142
$\eta^*_{\text{ТНД}}$	табл. 4.1	0,915	0,91	0,913	0,91	0,9
$p^*_{\text{ТНД}}, \text{кПа}$	(2.25)	233,4	71,68	74,52	119,7	118,5
$T^*_{\text{ТНД}}, \text{К}$	(2.27)	958,8	781	794	1014	1014
$A_{\text{ТНД}}, \text{м}^2$	(2.22)	$3,132 \times 10^{-4}$	$516,9 \times 10^{-4}$	$512,7 \times 10^{-4}$	$512,7 \times 10^{-4}$	$512,7 \times 10^{-4}$
Камера смешения						
$G_{\text{Г}}=G_{\text{ГГ}}, \text{кг/с}$	(2.26)	0,34	18,86	19,26	22,44	22,39
$G_{\text{П}}=G_{\text{ВП}}, \text{кг/с}$	-	0,667	38,59	39,06	60,73	60,55
$G_{\text{СМ}}, \text{кг/с}$	(2.32)	1,007	57,45	58,32	83,17	82,94
$T^*_{\text{СМ}}, \text{К}$	(2.34)	590,2	477,7	484,5	611,8	611,2
$p^*_{\text{П}}/p^*_1$	-	0,998	1,022	1	1,009	1,015
λ_1	λ_{1p} задаются	0,2	0,195	0,196	0,162	0,1617
$\lambda_{\text{П}}$	(2.36)	0,191	0,274	0,196	0,205	0,2236
$F_b, \text{м}^2$	(2.37)	$37,07 \times 10^{-4}$	0,6159	0,6069	0,6013	0,6069

1	2	3	4	5	6	7
$F_{\text{II}}, \text{м}^2$	(2.38)	47,32x10-4	0,5638	0,7752	0,8381	0,7752
F_{CM}	FI+FII	84,39x10-4	1,18	1,382	1,439	1,382
λ_{CM}	(2.39)	0,2028	0,24	0,2026	0,1932	0,2023
$p_{\text{CM}}^*, \text{кПа}$	(2.40)	229,2	71,25	73,32	118,4	117,6
Форсажная камера						
α_{Σ}	табл. 4.1	/1,2	-	-	1,6	1,612
$F_{\text{фк}}, \text{м}^2$	(2.41)	/88,19	-	-	1,766	1,444
$\lambda_{\text{вх фк}}$	$\lambda_{\text{вх фк}} =$ $=\lambda_{\text{CM}}$	0,2	-	-	0,193	0,2
$\sigma_{\text{фк}}$	$\sigma_{\Gamma} \sigma_{\Gamma}$	0,97/0,905	0,97	0,97	0,937	0,918
σ_{Γ}	рис. 2.9	/0,933	-	-	0,966	0,946
$\eta_{\text{ГФ}}$	рис. 2.10	/0,875	-	-	0,95	0,95
$q_{\text{m фк}}$	(2.43) и рис. 2.3	/0,477	-	-	0,0367	0,0365
$G_{\text{m фк}}, \text{кг/с}$	(2.44)	/0,484	-	-	3,034	3,011
$T_{\text{ф}}^*$	(2.43) и рис. 2.3	/1920	-	-	1760	1755
$G_{\text{m фч}}, \text{кг/ч}$	(2.47)	/171,8	-	-	10920	108838
$p_{\text{ф}}^*, \text{кПа}$	(2.48)	222,3/207,5	69,11	71,12	111	108
$G_{\text{ГФ}}=G_{\text{ГС}}$	(2.49)	1,007/1,055	57,45	58,32	86,21	85,94
Реактивное сопло						
$T_{\text{с}}^*$	-	590,2 / 1920*	477,7	484,5	1760	1755
$\bar{a}_{\text{с}}$	(2.51)	2,194 / 2,048	3,045	3,133	9,163	8,92
$\mu F_{\text{кр}}, \text{м}^2$	(2.58)	$27,99 \times 10^{-4} /$ $57,49 \times 10^{-4}$	0,4613	0,4584	0,8532	0,8725
$F_{\text{кр}}^0, \text{м}^2$	(4.1)	$27,99 \times 10^{-4}$	0,4613	0,4582	0,4568	0,4582
$F_{\text{с}}, \text{м}^2$	(2.59)	$28,85 \times 10^{-4} /$ $59,9 \times 10^{-4}$	0,4881	0,4893	1,546	1,558
$p_{\text{с}}-p_{\text{н}}, \text{кПа}$	-	0	0	0	0	0
$\varphi_{\text{с}}$	задастся	0,975	0,975	0,975	0,975	0,975
$C_{\text{с}}, \text{м/с}$	(2.52)	477,5 / 836,5	499,4	509	1299	1293

* В числителе – параметры нефорсированного режима, в знаменателе – форсированного.

4.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ

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

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

3.5.1.

В рассматриваемом примере получаем следующие значения удельных параметров проектируемого ТРДДФ:

$$P_{уд\text{взл}} = C'_{T\Phi} C_c 10^{-3} = 1,007 \cdot 477,5 \cdot 10^{-3} = 0,4808 \text{ кН}\cdot\text{с}/\text{кг};$$

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

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

$$\begin{aligned} v_{охл\Sigma} &= 1 - \left[(1 - v_{охл\text{ са вл}}) + (1 - v_{охл\text{ рк вл}}) + (1 - v_{\text{ут вл}}) + (1 - v_{охл\text{ са нд}}) \right] = \\ &= 1 - \left[(1 - 0,98) + (1 - 0,98) + (1 - 0,98) + (1 - 0,99) \right] = 0,93; \end{aligned}$$

$$P_{уд\text{взл}}^{\Phi} = G'_{T\Phi} C_c^{\Phi} \cdot 10^{-3} = 1,055 \cdot 836,5 \cdot 10^{-3} = 0,8825 \text{ кН}\cdot\text{с}/\text{кг};$$

$$C_{уд\text{взл}}^{\Phi} = \frac{G'_T + G'_{T\Phi}}{P_{уд}^{\Phi}} = \frac{26,57 + 171,8}{0,8825} = 224,8 \text{ кг}/\text{кН}\cdot\text{ч} \text{ (2,204 кг}/\text{кгс}\cdot\text{ч)}.$$

Здесь $G'_{T\Phi}$, $G'_{T\Phi}$, G'_T , $G'_{T\Phi}$ – удельные величины, соответствующие $G_{в\Sigma p} = 1$ кг/с.

4.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя

Необходимый расход воздуха через двигатель на расчетном режиме

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

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

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

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

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

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

$$A_{\text{гвд}} = A'_{\text{гвд}} G_{\text{всп}} = 0,8572 \cdot 10^{-4} \cdot 163,7 = 140,3 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2;$$

$$A_{\text{гнд}} = A'_{\text{гнд}} G_{\text{всп}} = 3,132 \cdot 10^{-4} \cdot 163,7 = 512,7 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2;$$

$$F_{\text{с кр}}^0 = F_{\text{с кр}}^{0'} G_{\text{всп}} = 27,99 \cdot 10^{-4} \cdot 163,7 = 0,4582 \text{ м}^2;$$

$$G_{\text{т ч}} = (G'_{\text{т ч}} + G'_{\text{т фч}}) G_{\text{всп}} = (26,57 + 171,8) \cdot 163,7 = 32473 \text{ кг/ч};$$

$$F_{\text{ф к}} = F'_{\text{ф к}} G_{\text{всп}} = 88,19 \cdot 10^{-4} \cdot 163,7 = 1,444 \text{ м}^2; \quad (4.36)$$

$$G_{\text{вп}} = G'_{\text{вп}} G_{\text{всп}} = 0,667 \cdot 163,7 = 109,2 \text{ кг/с};$$

$$G_{\text{вг}} = G'_{\text{вг}} G_{\text{всп}} = 0,333 \cdot 163,7 = 54,5 \text{ кг/с};$$

$$G_{\text{гвд}} = G'_{\text{гвд}} G_{\text{всп}} = 0,3174 \cdot 163,7 = 51,96 \text{ кг/с};$$

$$G_{\text{гнд}} = G'_{\text{гнд}} G_{\text{всп}} = 0,3374 \cdot 163,7 = 55,23 \text{ кг/с};$$

$$G_{\text{гс}} = G'_{\text{гс}} G_{\text{всп}} = 1,055 \cdot 163,7 = 172,7 \text{ кг/с},$$

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

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

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

В рассматриваемом примере получаем $D_{\text{дв}} = 1,05 \sqrt{\frac{4 \cdot 1,444}{3,14}} = 1,424 \text{ м.}$

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

Тяга ТРДДФ 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 ($H_{\text{п}} = 11 \text{ км, } M_{\text{п}} = 0,8$)

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

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

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

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

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

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

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

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

Удельный расход топлива:
на дозвуковом крейсерском режиме

$$C_{уд\ кр\ 1} = \frac{G_m}{P_{дв\ кр\ 1}} = \frac{1203}{16} = 75,19 \text{ кг/кНч (0,738 кг/кгсч)};$$

на сверхзвуковом крейсерском режиме

$$C_{уд\ кр\ 1} = \frac{G_m + G_{м\ \Phi}}{P_{дв\ кр\ 2}} = \frac{1623 + 10838}{62,5} = 199,4 \text{ кг/кНч (1,956 кг/кгсч)}.$$

4.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя

Для ТРДФ и ТРДДФ в общем случае масса двигателя рассчитывается следующим образом [10]:

$$M_{дв} = (M_I + M_{II} + M_{\Phi\ к}) k_c k_{рес}, \quad (4.5)$$

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

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

$$M_{\Phi\ к} = 2,9 G_{в\ \Sigma\ взл}. \quad (4.6)$$

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):

$$\pi_{к\ \Sigma\ взл} = 26,5; \pi_{в\ взл} = 2,36; \pi_{в\ кнд} = 2,242; m_{взл} = 2,0;$$

$$T_{Г\ max}^* = T_{Г\ взл}^* = 1600 \text{ К}; G_{в\ \Sigma\ взл} = 163,7 \text{ кг/с};$$

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

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

Тогда масса внутреннего контура

$$M_1 = B \left(G_{\text{внпрвен}} \right)^{m_1} \left[\left(\frac{\pi_{\text{к}\Sigma}}{\pi_{\text{в}}} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{T_r} =$$

$$= 15,2 \cdot 27,74 \left[\left(\frac{26,5}{2,242} \right)^{0,286} - 1 \right]^{0,5} 1,08 = 462 \text{ кг},$$

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

расход воздуха на взлетном режиме через внутренний контур, приведенный по параметрам за вентилятором (см. разд. 3.5.4)

$$G_{\text{внпрвен}} = G_{\text{вн}} \frac{1}{\pi_{\text{кнд}}} \sqrt{1 + \left(\pi_{\text{кнд}}^{0,286} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{кнд}}}} =$$

$$= 54,57 \frac{1}{2,242} \sqrt{1 + \left(2,242^{0,286} - 1 \right) \frac{1}{0,85}} = 27,74 \text{ кг/с}.$$

Масса турбовентиляторного контура

$$M_{\text{п}} = 2,865 \cdot G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}^{0,903} m_{\text{взл}}^{0,104} \pi_{\text{в}\Sigma\text{взл}}^{1,193} =$$

$$= 2,865 \cdot 163,7^{0,903} \cdot 2^{0,104} \cdot 2,36^{1,193} = 854 \text{ кг}.$$

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

Проектная масса ТРДДФ в целом в соответствии с формулой (4.5) равняется $M_{\text{дв}} = (462 + 854 + 475) 0,96 = 1719 \text{ кг}$, где величина коэффициента совершенствования массы k_c определяется по рис. 3.5 в зависимости от года начала серийного выпуска спроектированного ТРДДФ (в примере $\Gamma_{\text{нс}} = 2010 \text{ г.}$, $k_c = 0,96$), 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:

$$\gamma_{\text{дв}}^{\text{ф}} = \frac{M_{\text{дв}}}{P_{\text{дв}}^{\text{ф}} \text{взл}} = \frac{1719}{144,5} = 11,9^* \text{ кг/кН}.$$

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

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, характеризующих эффективность проектируемого двигателя в системе ЛА, являются: $n_{дв} = 4$; $M_{дв} = 1719$ кг; $\gamma_{дв}^{\Phi} = 11,9$ кг/кН·ч; $\tau_{наз} = 6000$ ч; $P_{двкр1} = 16$ кН; $L_{п1} = 6000$ км; $C_{удкр1} = 75,19$ кг/кН·ч (при $M_{п} = 0,8$; $H_{п} = 11$ км); $P_{двкр2}^{\Phi} = 62,5$ кН; $L_{п2} = 2000$ км; $C_{удкр2}^{\Phi} = 199,4$ кг/кН·ч (при $M_{п} = 2$; $H_{п} = 15$ км).

4.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки

$$M_{су} = M_{дв} k_{су} n_{дв} = 1719 \cdot 1,8 \cdot 4 = 12377 \text{ кг,}$$

где величина $k_{су} = 1,8$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

Потребное количество топлива $M_{тла}$ для многорежимного ЛА определяется по формуле (1.19). В рассматриваемом примере

$$M_{тла} = \left(C_{удкр1} P_{двкр} \frac{L_{п1}}{V_{кр1}} + C_{удкр2}^{\Phi} P_{двкр}^{\Phi} \frac{L_{п2}}{V_{кр2}} \right) n_{дв} \bar{G}_{тон} +$$

$$+ M_{тнз} = \left(75,19 \cdot 16 \frac{6000}{850} + 199,4 \cdot 62,5 \frac{2000}{2124,5} \right) 4 \cdot 1,1 + 4812 =$$

$$= 37365 + 51622 + 4812 = 93799 \text{ кг,}$$

где $V_{кр1} = 3,6V_{п} = 3,6 \cdot 236,1 = 850$ км/ч;

$V_{кр2} = 3,6V_{п} = 3,6 \cdot 590,1 = 2124,5$ км/ч;

$\bar{G}_{тон} = 1,1 \dots 1,2$;

$M_{тнз} = C_{удкр1} P_{удкр1} t_{нз} n_{дв} = 75,12 \cdot 16 \cdot 1 \cdot 4 = 4812$ кг,

где величина $t_{нз} = 1$ ч принимается по рекомендациям к формуле (1.20).

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{cy+m} = M_{cy} + \bar{M}_{mc} \quad M_{тл} = 12377 + 1,05 \cdot 93799 = 110865 \text{ кг,}$$

где величина $\bar{M}_{mc} = 1,05$ 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:

$$M_0 = \frac{M_{cy+m}}{1 - \bar{M}_{пл}^* - \bar{M}_{бн}} = \frac{110865}{1 - 0,35 - 0,14} = 217382 \text{ кг,}$$

где принимаем $\bar{M}_{пл}^* = 0,35$ и $M_{бн} = 0,14$ по рекомендациям к формуле (1.17).

Проверяется величина полученной стартовой тяговооруженности ЛА:

$$\mu_{взл} = \frac{P_{дв\text{взл}}^{\Phi} n_{дв}}{M_0 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = \frac{144,5 \cdot 4}{217382 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = 0,27.$$

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

Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого ТРДДФсм в системе ЛА производится по методике, приведенной в разделе 1.5.4.

Затраты на разработку двигателя

$$\begin{aligned} S_{окр} &= a_0 G_{в1\text{взл}}^{a_1} \pi_{к\text{взл}}^{a_2} \left(\frac{T_{г\text{взл}}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{взл} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{взл}^{\Phi}}{P_{взл}} \right)^{a_5} K_{кг}^{a_6} K_{рев} = \\ &= 160 \cdot 54,57^{0,68} \cdot 26,99^{0,25} \left(\frac{1600}{1000} \right)^{1,25} (2+1)^{0,6} \left(\frac{144,5}{78,7} \right)^{0,3} 50^{-0,65} \cdot 1,1 = \\ &= 1990 \text{ млн.руб. ,} \end{aligned}$$

где $P_{взл} = P_{уд\text{взл}} G_{в\Sigma\text{взл}} = 0,4808 \cdot 163,7 = 78,7 \text{ кН.}$

Затраты на подготовку серийного производства двигателя

$$S_{\text{пп}} = 0,2 \cdot S_{\text{окр}} = 0,2 \cdot 1990 = 398 \text{ млн. руб.}$$

Затраты на серийное производство

$$S_{\text{пр}} = 3,29 \cdot \Pi_{\text{дв}} \cdot z_{\text{дв}}^{0,82} = 3,29 \cdot 53,2 \cdot 500^{0,82} = 28530 \text{ млн.руб.,}$$

где цена двигателя

$$\begin{aligned} \Pi_{\text{дв}} &= a_0 \left(G_{\text{в1 в3л}} \right)^{a_1} \pi_{\text{к в3л}}^{a_2} \left(\frac{T_{\text{ГВ3л}}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{в3л}} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{\text{в3л}}^{\phi}}{P_{\text{в3л}}} \right) K_{\text{гев}} = \\ &= 0,122 (54,57)^{0,85} \cdot 26,50^{0,43} \left(\frac{1600}{1000} \right)^{1,25} (2+1)^{0,4} \left(\frac{144,5}{78,7} \right)^{0,28} \cdot 1,1 = \\ &= 53,2 \text{ млн.руб.} \end{aligned}$$

$z_{\text{дв}} = 500$ – потребное планируемое количество двигателей (см. разд. 1.5.4).

Затраты на эксплуатацию

Затраты на ремонт парка двигателей

$$S_{\text{рем}} = 0,35 S_{\text{пр}} \frac{\tau_{\text{наз}}}{(1+K_{\text{об}}) T_{\text{см}}} = 0,35 \cdot 28530 \frac{6000}{(1+0,1) \cdot 1446} = 37667 \text{ млн.руб.,}$$

$$\text{где } T_{\text{см}} = T_{\text{дсд}} \left(1 - e^{-\frac{\tau_{\text{м}}}{T_{\text{дсд}}}} \right) = 3000 \left(1 - e^{-\frac{2000}{3000}} \right) = 1446 \text{ ч.}$$

$T_{\text{дсд}} = 1,5 \tau_{\text{м}} = 1,5 \cdot 2000 = 3000$ ч ($\tau_{\text{м}} = 2000$ – межремонтный ресурс двигателя).

Затраты на техническое обслуживание двигателей

$$S_{\text{то}} = 0,01 \cdot S_{\text{рем}} = 0,01 \cdot 37667 = 377 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на топливо и ГСМ

$$\begin{aligned} S_{\text{ГСМ}} &= G_{\text{гч}}^{\text{ср}} \Pi_{\text{г}} \frac{z_{\text{дв}} \tau_{\text{ндв}}}{1+K_{\text{об}}} \cdot 10^{-6} = 2790 \cdot 14 \frac{500 \cdot 6000}{1+0,1} \cdot 10^{-6} = \\ &= 106527 \text{ млн.руб. ,} \end{aligned}$$

где

$$G_{\text{тч}}^{\text{ср}} = \frac{\left(C_{\text{удкр1}} P_{\text{двкр1}} + \frac{L_{\text{п1}}}{V_{\text{кр1}}} + C_{\text{удкр2}}^{\text{ф}} P_{\text{двкр2}}^{\text{ф}} \frac{L_{\text{п2}}}{V_{\text{кр2}}} \right) \bar{G}_{\text{топ}}}{\left(\frac{L_{\text{п1}}}{V_{\text{кр1}}} + \frac{L_{\text{п2}}}{V_{\text{кр2}}} \right)} 10^{-3} =$$

$$= \frac{\left(75,19 \cdot 16 \cdot \frac{6000}{850} + 199,4 \cdot 62,5 \cdot \frac{2000}{2124,5} \right) 1,1}{\left(\frac{6000}{850} + \frac{2000}{2124,5} \right)} 10^{-3} = 2790 \text{ кг/ч.}$$

Стоимость жизненного цикла парка $z_{\text{дв}}$ равна

$$S_{\text{ждв}} = S_{\text{окр}} + S_{\text{пп}} + S_{\text{пр}} + S_{\text{экс}} = 1990 + 398 + 28530 + 144571 =$$

$$= 175489 \text{ млн.руб. ,}$$

где $S_{\text{экс}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{то}} + S_{\text{гсм}} = 37667 + 377 + 106527 = 144571 \text{ млн.руб.}$

Стоимость жизненного цикла, приведенная на один двигатель –

$$S_{\text{ждв}}^{\text{уд}} = \frac{S_{\text{ждв}}}{z_{\text{дв}}} = \frac{175489}{500} = 351 \text{ млн. руб.}$$

Глава 5. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТВД И ТВВД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА НА ПРОЕКТНОМ КРЕЙСЕРСКОМ И НЕРАСЧЕТНОМ ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМАХ

5.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТУРБОВИНТОВОГО (ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНОГО) ДВИГАТЕЛЯ

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

Заданные режимы работы двигателя:

$N_{э \text{ взл}} = 11000$ экВт (14946 э л с.) при $H = 0$, $M = 0$, САУ; $N_{э \text{ кр}} = 6600$ экВт при $H = 11$, $M = 0,8$, САУ.

Заданный прототип двигателя – ТВВД STS 589 фирмы «Пратт-Уитни» или ТВВД Д-27 [17].

Заданный прототип ЛА – Боинг 757-200 [7] или АН-70. *Расчетная дальность полета* – $L_{\text{п}} = 3500$ км.

Ограничения:

- максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{г max}}^* \leq 1650$ К;
- удельные затраты топлива ЛА $C_{\text{т км}} \leq 0,20$ кг/т км при $S_{\text{ж дв}} \rightarrow \text{min}$;
- назначенный ресурс $\tau_{\text{наз}} = 32000$ ч.

При упрощении задачи, в случае, когда для проектируемого ТВВД известна необходимая величина $C_{э}$ в условиях крейсерского полета, в данном примере вместо технико-экономических показателей ЛА ($C_{\text{т км}}$ и т.п.) может быть, например, задано: $C_{э \text{ кр}} \leq 0,17$ кг/экВт·ч (0,125 кг/элс·ч); $M_{\text{дв}} \leq 1600$ кг; $D_{\text{д}} \leq 1080$ мм.

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

Заданный режим работы двигателя — $N_{э \text{ взл}} = 11000$ кВт при $H = 0$, $M = 0$, САУ.

Заданный прототип двигателя — ТВВД STS 589 фирмы «Пратт-Уитни».

Ограничения:

- максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{г max}}^* \leq 1650$ К;
- удельный расход топлива на взлетном режиме $C_{э} \leq 0,22$ кг/экВт·ч (0,162 кг/элс·ч);
- назначенный ресурс $\tau = 32000$ 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 омегаемую площадь для сохранения $\eta_{в\text{ расч}}$ до чисел $M_{п} \approx 0,75 \dots 0,8$ и генерируют меньший шум [6].

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 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: $T_{Г\text{кр}}^* = 1650 \text{ К} - 150 \text{ К} = 1500 \text{ К}$.



Рис. 5.1. Схема проточной части ТВВД – прототипа

Предварительный выбор рациональных значений параметров рабочего процесса проектируемого ТВВД (ТВД) производится на основе типовых зависимостей, приведенных на рис. 5.2. Учет влияния главных фак-

* Методика расчета рабочего процесса ГТД со свободной турбиной приводится в главе 6.

торов — расчетной дальности (на величину $\pi_{k \text{ opt}}$) и скорости полета (на величину $\pi_c \text{ opt}$) осуществляется с помощью зависимостей, приведенных на рис. 5.3. Для рассматриваемого примера задания по величине температуры $T_{\Gamma \text{ кр}}^*$ и заданной дальности и скорости полета (рис. 5.3) могут быть выбраны в качестве расчетных следующие варианты оптимальных сочетаний параметров рабочего процесса в условиях крейсерского полета при $M = 0,8$, $H = 11$ км:

I вариант	II вариант	III вариант
$\pi_{k \Sigma} = 18;$	$\pi_{k \Sigma} = 23,5;$	$\pi_{k \Sigma} = 30;$
$\pi_c = 1,5.$	$\pi_c = 1,65.$	$\pi_c = 1,55.$

Следует обратить внимание на специфичность выбора в вариантах I, II, III величин $\pi_c \text{ opt}$, что определяется протеканием границ области оптимальных параметров при $\Delta_y = \text{const}$ и линии ограничения мощности N_B (см. рис. 5.2), характеризующей для каждого значения $T_{\Gamma \text{ кр}}^*$ такое распределение свободной энергии между винтом и реактивной струей, при котором достигается максимум N_3 .

Основываясь на схеме проточной части прототипа (см. рис. 5.1), выбранных значениях основных параметров рабочего процесса проектируемого ТВВД ($\pi_{k \Sigma}$, $T_{\Gamma \text{ max}}^*$, π_c) и рекомендациях главы 2, выбираем, например, для III варианта параметров ($\pi_{k \Sigma \text{ p}} = 30$) следующие величины КПД ступеней компрессоров, турбин и коэффициентов потерь:

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{вх}} &= 0,985; \quad \eta_{\text{ст к нд}}^* = 0,89; \quad v_{\text{охл пл са вд}} = 0,955; \quad v_{\text{охл пл са нд}} = 0,99; \\ \sigma_{\text{кс}} &= 0,95; \quad \eta_{\text{ст к вд}}^* = 0,9; \quad v_{\text{охл са вд}} = 0,985; \quad v_{\text{охл са нд}} = 1,0; \\ \eta_{\Gamma} &= 0,99; \quad \eta_{\text{ст т нд}}^* = 0,925; \quad v_{\text{охл рк вд}} = 0,975; \quad v_{\text{охл рк нд}} = 1,0; \\ \varphi_c &= 0,94; \quad \eta_{\Gamma \text{ вд}} = 0,995; \quad v_{\text{ут вд}} = 0,975; \quad v_{\text{ут нд}} = 1,0. \\ &\eta_{\Gamma \text{ нд}} = 1,0; \end{aligned}$$

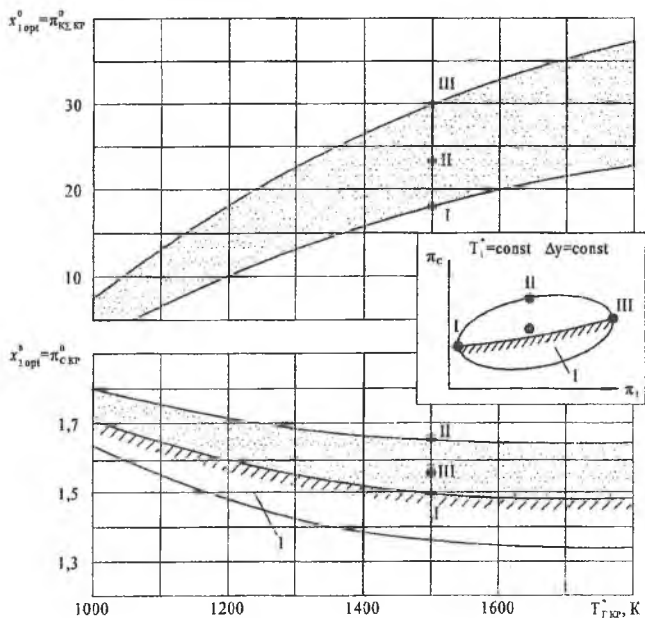


Рис. 5.2. Типовая зависимость от температуры газа $T_{гкр}^*$ оптимальных по критерию M_0 значений $\pi_{к\Sigma}$ и $\pi_{с opt}$ у ТВД и ТВВД для условий крейсерского полета ($H_{пл} = 11$ км, $M_{пл} = 0,65...0,8$, САУ, $L_{пл} = 3500$ км) при $\Delta y = 1\%$; I – область ограничения N_B

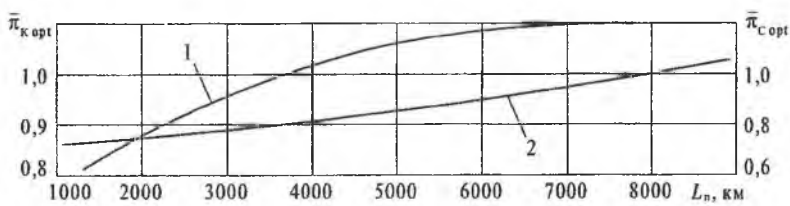


Рис. 5.3. Влияние расчетной дальности и скорости полета на величины оптимальных параметров ТВВД (ТВД): 1 – $\bar{\pi}_{к\Sigma opt} = f(L_{пл})$; 2 – $\bar{\pi}_{с opt} = f(M_{пл})$; $\pi_{к\Sigma opt} = \pi_{к\Sigma opt}^0$; $\bar{\pi}_{к\Sigma opt}$; $\pi_{с opt} = \pi_{с opt}^0$ $\bar{\pi}_{с opt}$

Выбранные значения КПД соответствуют трансзвуковому типу ступеней компрессора и оптимально нагруженным (неохлаждаемым) ступеням турбины НД (см. табл.2.1 и 2.2). Турбину ВД, как и на прототипе, принимаем одноступенчатой. По табл. 2.2 выбираем $\eta_{ст\ твд}^* = \eta_{т\ о}^* = 0,92$.

Для $T_{г\ max}^* = 1650\text{ К}$ влияние охлаждения рабочего колеса на КПД турбины ВД оцениваем следующим образом:

$$\overline{G}_{в\ охл\ рк\ вд} = (1 - v_{охл\ рк\ вд}) + (1 - v_{ут\ вд}) = (1 - 0,97) + (1 - 0,98) = 0,05.$$

По рис. 2.5 для $\overline{G}_{в\ охл\ рк\ вд} = 0,05$ выбираем $\Delta\eta_{т\ охл}^* = 0,03$. Обычно на КПД турбины ВД турбовинтового двигателя влияние высоты полета (в связи с уменьшением числа Рейнольдса) не сказывается. Однако при высоких значениях $T_{г}^*$ и $\pi_{к\ \Sigma}$ на величину $\eta_{т\ вд}^*$ может оказывать влияние уменьшение абсолютных размеров турбины ($A_{т\ вд}$). Оценим величину $A_{т\ вд}$ для проектируемого ТВВД. Для этого при $T_{г\ р}^* = 1500\text{ К}$ и $\pi_{к\ \Sigma} = 30$ определим по типовым зависимостям величину $N'_{э\ уд} \cong 500\text{ элс с/кг} = 368\text{ экВт с/кг}$. Тогда $G'_{в} = N'_{э\ зад} / N'_{э\ уд} \cong 6600/368 = 17,9\text{ кг/с}$;

$$A_{т\ вд} = \frac{G_{в} \sqrt{R_{г} \cdot 10^3 \cdot T_{г}^*}}{P_{и} \cdot 10^3 \cdot \sigma_{вх} \cdot \sigma_{кс} \cdot \pi_{к\ \Sigma}} = \frac{17,9 \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1500}}{34,61 \cdot 10^3 \cdot 0,985 \cdot 0,95 \cdot 30} = 0,0124\text{ м}^2.$$

По рис. 2.7 находим, что величине $A_{т\ вд} = 0,0124\text{ м}^2$ соответствует $\Delta\eta_{т\ А}^* \cong 0$. Таким образом в соответствии с (2.21) получим:

$$\eta_{т\ вд}^* = \eta_{ст}^* - \Delta\eta_{т\ охл}^* - \Delta\eta_{т\ А}^* = 0,92 - 0,03 - 0 = 0,89.$$

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 КПД в каскадах компрессора и турбины. Предварительное распределение работ между каскадами НД

и НД на расчетном режиме осуществляется по методике, изложенной в рис. 1.4. При этом в расчетной точке ($H = 11$ км; $M = 0,8$; $N_{ЭР} = 6600$ кВт), например, для III варианта параметров рабочего процесса ($\pi_{\kappa\Sigma} = 30$) и принятых в разд. 5.2 значений $\eta_{ТВД}^*$, а также КПД ступеней компрессора и турбины НД, выбирая $Y_{ТНД}^* = 0,54$ и $Y_{ТВД}^* = 0,5$, получим следующие результаты:

$$\pi_{\kappa НД} = 4,0; \eta_{\kappa НД}^* = 0,867; \eta_{Т НД}^* = 0,923; U_{Т НД} = 290 \text{ м/с}; z_{Т НД} = 4;$$

$$\pi_{\kappa ВД} = 7,5; \eta_{\kappa ВД}^* = 0,869; \eta_{Т ВД}^* = 0,89; U_{Т ВД} = 484 \text{ м/с}; z_{Т ВД} = 1.$$

Здесь было принято: по рекомендациям к формуле (2.6) — $\eta_{\kappa П}^* = 0$ (для компрессора НД), а по рекомендациям к формуле (2.21) для турбины НД: $\Delta\eta_{Т ОХЛ}^* = 0$, $\Delta\eta_{Т Re}^* = 0,015$, $\Delta\eta_{Т}^* / \Delta\eta_{СТ}^* = 1,015$. Для оценки необходимости в охлаждении турбины НД была определена величина $T_{ГНД}^* \cong 1270$ 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 $z_{Т НД} = 4$; $\eta_{Т}^* = 0,925$ и $\pi_{Т НД} = 11,3$ по уравнению (1.10). В результате для расчетного режима турбины НД было получено:

$$\eta_{Т НД}^* = \eta_{СТ}^* \frac{\eta_{Т}^*}{\eta_{СТ}^*} - \Delta\eta_{Т ОХЛ}^* - \Delta\eta_{Т Re}^* = 0,925 \cdot 1,015 - 0 - 0,015 = 0,923.$$

На основе указанных выше исходных данных производится проектный термодинамический расчет ТВВД при $H = 11$ км, $M_{П} = 0,8$, а значения параметров нагруженности турбин ($Y_{ТВД}^*$ и $Y_{ТНД}^*$) и величины окружных

* Поправка $\Delta\eta_{Т А}^*$ для турбины НД в данном случае не рассматривается, так как $\Delta\eta_{Т ВД А}^* = 0$ и $A_{Т НД} > A_{Т ВД}$.

скоростей ($U_{ТВД}, U_{ТНД}$) используются впоследствии при расчете ВСХ и в качестве начальных приближений при проектировании турбокомпрессора*.

Для взлетного режима значения величин $\pi_{квд}, \pi_{кнд}, \eta_{кнд}^*, \pi_c$, а также значения $T_{Гр}^*, G_{впр}$ и $\eta_{ТНД}^*$ оцениваются в первом приближении с помощью типовых расчетных закономерностей для ВСХ ТВД, приведенных на рис. 5.4. Основываясь на заданной величине

$$\bar{N}_{экр} = \frac{N_{эпр}}{N_{эвзл}} = \frac{6600}{11000} = 0,6,$$

по рис. 5.4 для варианта ТВВД без свободной турбины, имеющего на характеристике компрессора НД линию рабочих режимов (ЛРР) при η_{\max}^* , определяют величины коэффициентов пересчета на взлетный режим:

$$\bar{T}_Г = T_{Гвзл}^* / T_{Гр}^* = 1,033, \text{ а также } \bar{\pi}_c = 0,722; \bar{\pi}_{квд} = 0,975;$$

$$\bar{\pi}_{кнд} = 0,74; \bar{\eta}_{кнд} = 1,0; \bar{\eta}_{ТНД} = 0,99; \bar{G}_{впр} = 0,75.$$

$$\text{Тогда } T_{Гвзл}^* = T_{Гр}^* \bar{T}_Г = 1500 \cdot 1,033 = 1550К;$$

$$\pi_{свзл} = \pi_{ср} \bar{\pi}_c = 1,55 \cdot 0,722 = 1,12;$$

$$\pi_{квдвзл} = \pi_{квдр} \bar{\pi}_{квд} = 7,5 \cdot 0,975 = 7,31;$$

$$\pi_{кндвзл} = \pi_{кндр} \bar{\pi}_{кнд} = 4 \cdot 0,74 = 2,96;$$

$$\eta_{кндвзл}^* = \eta_{кндр}^* \bar{\eta}_{кнд} = 0,867 \cdot 1,0 = 0,867;$$

$$\eta_{ТНДвзл}^* = (\eta_{кндр}^* + \Delta\eta_{ТRe}^*) \cdot \bar{\eta}_{ТНД} = (0,923 + 0,015) \cdot 0,99 = 0,929.$$

* При этом $U_{Т\max} = U_{Тр} \bar{n}_Т$.

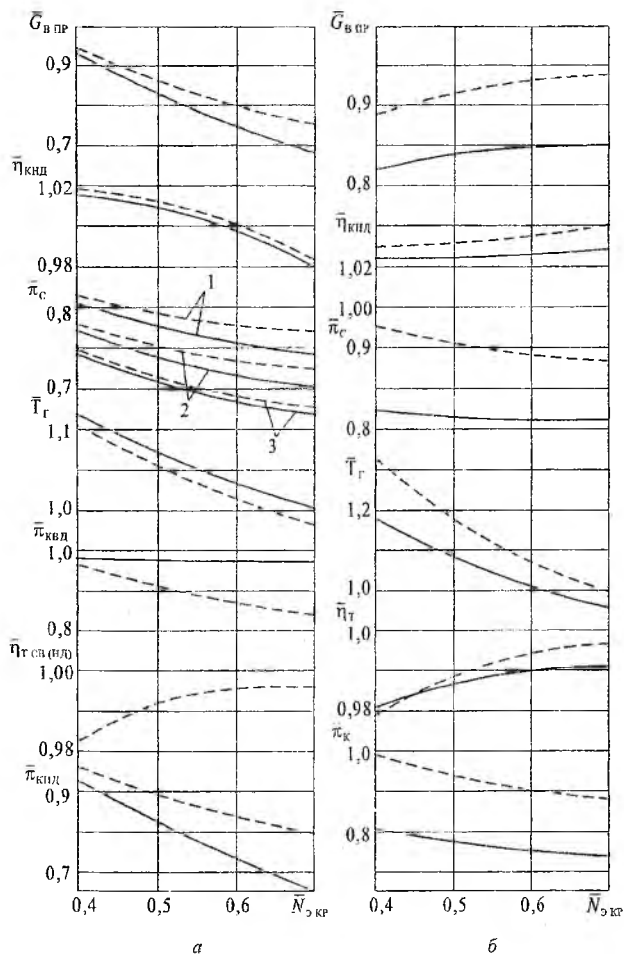


Рис. 5.4. Взаимосвязь между параметрами ТВД (ТВВД) на взлетном режиме и на расчетном режиме ($H = 8...11$ км, $M_{П} = 0,65...0,8$) при различных соотношениях мощностей ($\bar{N}_{экр} = N_{экр} / N_{эвл}$) и законах регулирования:

a — многовальные ТВВД (ТВД): ----- со свободной турбиной ($n_{ст} = \text{const}$);

————— без свободной турбины (ЛРР КНД при η_{\max}^*); 1 — $\pi_{ср} = 1,45$;

2 — $\pi_{ср} = 1,55$; 3 — $\pi_{ср} = 1,65$; *b* — одновальные ТВД:

————— с регул. ВНА; ----- без регул. ВНА

Оценка исходных данных к термодинамическим расчетам

Параметры	Величины параметров на заданных режимах	
	$H = 11 \text{ км}, M = 0,8$ $N_{\text{э кр}} = 6600 \text{ кВт}$	$H = 0, M = 0$ $N_{\text{э взл}} = 11000 \text{ кВт}$
$T_{\Gamma}^*, \text{ К}$	1500	1550
$\pi_{\text{к}\Sigma}$	30	21,64
$\pi_{\text{к нд}}$	4	2,96
$\eta_{\text{к нд}}^*$	0,867	0,867
$\pi_{\text{к вд}}$	7,5	7,31
$\eta_{\text{к вд}}^*$	0,869	0,872
$\eta_{\text{т вд}}^*$	0,89	0,89
$\eta_{\text{т нд}}^*$	0,923	0,929
$\bar{G}_{\text{в пр}}$	1,0	0,75
$\pi_{\text{с}}$	1,55	1,12

Коэффициент полезного действия компрессора ВД на взлетном режиме оценивается в первом приближении по формуле

$$\eta_{\text{к взл}}^* = \eta_{\text{к р}}^* \bar{\pi}_{\text{к}},$$

где значение $\bar{\pi}_{\text{к}}$ определяют по рис. 2.1 в зависимости от величин $\bar{G}_{\text{в пр}}$ и $\pi_{\text{к р}}$. При этом величину $\bar{G}_{\text{в пр}}$ для компрессора ВД вычисляют по (3.1).

В данном примере

$$\bar{G}_{\text{в пр квд}} = \bar{G}_{\text{в пр кнд}} / (\pi_{\text{кнд}})^{0,857} = 0,75 / 0,74^{0,857} = 0,97 \text{ и } \pi_{\text{квд}} = 7,5.$$

По рис. 2.1 получаем $\bar{\eta}_{квд}^* = 1,0034$. 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:

$$N_{ТВД} = N_{квд} / \eta_{ТВД}; \quad (5.1)$$

$$N_{ТНД} = \frac{N_c + N_{ТНД}}{\eta_{ТНД}} \quad (5.2)$$

(или $N_{ТНД} = N_{квд} / \eta_{ТВД}$ и $N_{ст} = / \eta_{ст\text{св}}$ – в случае применения свободной турбины) и уравнение баланса давлений

$$\pi_v \sigma_{вх} \pi_{кнд} \sigma_{кс} = \pi_{ТВД} \pi_{ТНД} \pi_{ст} \pi_c. \quad (5.3)$$

Подставляя выражение (5.1) в уравнение (2.23), для $L_{ТВД}^*$ находят по (2.24) величину $\pi_{ТВД}$. После этого по выбранной величине π_c с помощью уравнения (5.3) для данной конструктивной схемы двигателя можно определить величину $\pi_{ТНД}$ 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_c . В случае ТВВД со свободной турбиной по уравнению (5.3) находится величина $\pi_{ст}$, а величину $\pi_{ТНД}$ 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 принять исходные параметры рабочего процесса, опреде-

ленные с помощью типовых зависимостей рис. 5.4 (табл. 5.1). В отличие от исходного расчета, который проводился при $G_B = 1$ кг/с, взлетный 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 [9, 11]. 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 устраняют невязки по пропускным способностям турбин ($\delta A_{ТВД}$ и $\delta A_{ТНД}$) и по площади выходного сечения сопла (δF_C) при сохранении неизменной заданной величины мощности $N_{Э\text{ВЗЛ}}$. В табл. 5.2 расчет взлетного режима при $N_{Э\text{ВЗЛ}} = 11000$ кВт выполнен для $t_H = 15^\circ\text{C}$. В тех случаях, когда величина $N_{Э\text{ВЗЛ}}$ задается при $t_H > 15^\circ\text{C}$, расчет производят при T_T^* больших, чем получают по рис. 5.4 (принимают на $30\dots 50^\circ$ большие значения $T_{T\text{ВЗЛ}}^*$ на каждые $10^\circ \Delta t_H$ сл).

Таблица 5.2

Результаты термодинамических расчетов

Параметры	Номер формулы (рисунка, таблицы)	Результат		
		$H = 11$ км $M = 0,8$ исходный расчет	$H = 0$ начальное приближение	$M = 0$ окончательный расчет
1	2	3	4	5
Входное устройство				
V_n , м/с	(2.2)	236,1	0	0
T_H , К	САУ [11, 19]	216,7	288,16	288,16
p_H , кПа	САУ	22,7	101,33(1,0332 кгс/см ²)	
T_H^* , К	(2.1)	244,6	288,16	288,16
p_H^* , кПа	(2.4)	34,61	101,33	101,33
$p_{ВХ}^*$, кПа	(2.3)	34,09	99,8	99,8
G_B , кг/с	(5.15)	1	29	28,64

Продолжение табл.5.2

1	2	3	4	5
Компрессор низкого давления				
$\zeta_{\text{н пр}}$	рис. 2.1, 5.4 и (3.1)	1	0,75	0,73
$\lambda_{\text{кнд}}$	табл. 5.1	4	2,92	2,8
$\Pi_{\text{кнд пр}}$	---	1	---	0,808
$\Pi_{\text{кнд}}^*$	рис. 2.1, 5.4 и (2.6)	0,867	0,867	0,803
$P_{\text{кнд}}^*$, кПА	(2.8)	136,36	291,42	279,3
$l_{\text{кнд}}^*$, кДж/кг	(2.9)	137,49*	119,07	114,7
$N_{\text{кнд}}^*$, кВт	(2.10)	137,49	3480,1	3285,6
$T_{\text{кнд}}^*$, К	(2.11)	381,33	400,9	402
Компрессор высокого давления				
$\zeta_{\text{в пр квд}}$	(3.1)	1	0,97	0,993
$\lambda_{\text{квд}}$	табл. 5.1	7,5	7,31	7,39
$\Pi_{\text{квд}}^*$	рис. 2.1, 5.4 и (2.6)	0,869	0,872	0,871
$P_{\text{квд}}^*$, кПА	(2.8)	1022,74	2130,3	2063,3
$l_{\text{квд}}^*$, кДж/кг	(2.9)	340,89	355,7	354,16
$N_{\text{квд}}^*$, кВт	(2.10)	340,89	10319	10145
$T_{\text{квд}}^*$, К	(2.11)	709,04	746,7	740,7
$\Pi_{\text{к}\Sigma}$		30	21,34	20,69
Камера сгорания				
Π_{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	0,024	0,0244
$G_{\text{Т ч}}$, кг/ч	(2.14)	77,85	2318,3	2326,4
p_{Γ}^* , кПА	(2.18)	971,6	2023,8	1960

1	2	3	4	5
$T_{Г}^*, K$	табл. 5.1	1500	1550	1556
Турбина высокого давления				
$N_{ТВД}^*$, кВт	(5.1)	342,63	10370,9	10196
$G_{ТВД}$, кг/с	(2.16)	0,9467	27,48	27,143
$L_{ТВД}^*$, кДж/кг	(2.23)	361,92	377,45	375,64
$\pi_{ТВД}$	(2.24)	2,897	2,927	2,894
$\eta_{квд}^*$	табл. 5.1	0,89	0,89	0,89
$p_{ТВД}^*$, кПа	(2.25)	335,41	691,47	677,23
$T_{ТВД}^*$, К	(2.27)	1179,9	1219	1227
$A_{ТВД}, M^2$	(2.22)	$6,413 \cdot 10^{-4}$	$90,6 \cdot 10^{-4}$	$92,6 \cdot 10^{-4}$
$\bar{n}_{ТВД} = \sqrt{T_{Г}^*/T_{ГР}^*}$		1,0	-	1,02
Турбина низкого давления				
$p_{Т}^*$, кПа	(2.28)	35,18	113,48	113,24
$\pi_{ТНД}$	(2.29)	9,533	6,093	5,98
$\eta_{кнд}^*$	табл. 5.1	0,923	0,929	0,9295
$G_{ТНД}$, кг/с	(2.26)	1,0117	29,36	29
$L_{ТНД}^*$, кДж/кг	(2.30)	542,9	476,82	476,52
$N_{ТНД}^*$, кВт	(2.31)	549,25	14000	13821,6
$T_{Т}^*$, К	(2.27)	715	816	824
$A_{ТНД}, M^2$	(2.22)	$17,6 \cdot 10^{-4}$	$251,3 \cdot 10^{-4}$	$254,27 \cdot 10^{-4}$
$n_{ТНД} = \bar{n}_{кнд} = \sqrt{T_{Н}^*/T_{НР}^*}$	1	-	0,877	
Выходное устройство				
π_c	табл. 5.1 и (2.53)	1,55	1,12	1,118
Φ_c	выбирается	0,94	0,94	0,94

1	2	3	4	5
$G_{\text{тв}}, \text{кг/с}$	(2.26)	1,0217	29,65	29,29
$V_{\text{тв}}, \text{м/с}$	(2.52)	388,02	215,3	214,4
$\mu I_{\text{тв}}, \text{М}^2$	(2.53)	$215,86 \cdot 10^{-4}$	0,3108	0,3117

5.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ

5.5.1. Определение мощности, тяги и удельного расхода топлива ТВД на расчетном режиме ($H = 11 \text{ км}$; $M = 0,8$)

Эти параметры ТВД и ТВВД определяются по результатам проектно-термогазодинамического расчета рабочего процесса двигателя при $G_{\text{тв}} = 1 \text{ кг/с}$ (табл. 5.2).

Эквивалентная мощность ТВД на расчетном режиме — мощность, которая требуется для привода винта, развивающего тягу, равную суммарной тяге двигателя:

$$N_{\text{э}} = N_{\text{в}} + N_{\text{рс}} = N_{\text{в}} + \frac{P_{\text{рс}} \cdot V_{\text{п}}}{\eta_{\text{в}}} \quad (5.4)$$

Величина КПД винта (или винтовентилятора) $\eta_{\text{в}}$ зависит от расчетной скорости полета. Для воздушных винтов при $M_{\text{п}} = 0,65$ можно принимать $\eta_{\text{в}} = 0,8$, при меньших скоростях можно принимать $\eta_{\text{п}} = 0,8 \dots 0,85$. Для винтовентиляторов значения $\eta_{\text{в}} = 0,8$ обеспечиваются до скорости полета $M_{\text{п}} \approx 0,8$, а при $M_{\text{п}} \leq 0,75$ $\eta_{\text{в}} = 0,8 \dots 0,85$.

Выбираем для расчетных условий полета проектируемого ТВВД $\eta_{\text{п}} = 0,8$.

Чтобы определить для этих условий полета по (5.4) величину $N_{\text{э уд}}$, вычислим по данным табл. 5.2 величину удельной мощности на валу винта:

$$\begin{aligned} N_{\text{э уд}} &= (N'_{\text{твд}} \eta_{\text{м нд}} - N'_{\text{твд}}) \eta_{\text{рсд}} = (549,25 - 137,49) 0,995 = \\ &= 409,7 \text{ экВт с/кг}. \end{aligned} \quad (5.5)$$

Значение КПД редуктора для полноразмерных ТВД и ТВВД выбирается в пределах: $\eta_{ред} = 0,99 \dots 0,995$.

Величина удельной реактивной тяги двигателя в обычном для ТВД случае полного расширения в выходном устройстве вычисляется по формуле (3.6):

$$P_{рс\ уд} = (G'_{гс} C_c - G'_в V_{п}) 10^{-3} = (1,0217 \cdot 388,02 - 236,1) \cdot 10^{-3} = 0,1603 \text{ кН с/кг.}$$

Тогда эквивалентная мощность реактивной струи ТВВД (ТВД)

$$N_{рс\ уд} = \frac{P_{рс} V_{п}}{\eta_{в}} = \frac{0,1603 \cdot 236,1}{0,8} = 47,3 \text{ экВт с/кг,}$$

откуда по (5.4)

$$N_{э\ уд} = 409,7 + 47,3 = 457 \text{ экВт} \cdot \text{с/кг.}$$

Тяга ТВВД (ТВД) на расчетном режиме определяется как сумма тяг винтовентилятора (воздушного винта) и реактивной тяги двигателя

$$P_{ТВД} = P_{в} + P_{рс} = \frac{N_{в} \eta_{в}}{V_{п}} + P_{рс}. \quad (5.6)$$

Вычислим по (5.6) величину удельной тяги ТВВД (см.табл. 5.2):

$$P_{ТВД\ уд} = \frac{409,7 \cdot 0,8}{236,1} + 0,1603 = 1,548 \text{ кН} \cdot \text{с/кг.}$$

Удельный расход топлива на расчетном режиме:

$$C_{э} = \frac{G'_m}{N_{э\ уд}} = \frac{77,85}{457} = 0,1704 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч} \left(0,1254 \frac{\text{кг}}{\text{элс} \cdot \text{ч}} \right) \quad (5.7 \text{ а})$$

$$\text{или} \quad C_{уд} = \frac{G'_m}{P_{ТВД\ уд}} = \frac{77,85}{1,548} = 50,29 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч} \left(0,1254 \frac{\text{кг}}{\text{кгс} \cdot \text{ч}} \right), \quad (5.7 \text{ б})$$

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

$$\begin{aligned} V_{охл\Sigma} = 1 - & [(1 - V_{охл\ пл\ са\ вд}) + (1 - V_{охл\ са\ вд}) + (1 - V_{охл\ рк\ вд}) + \\ & + (1 - V_{ут\ вд}) + [(1 - V_{охл\ пл\ са\ нд}) + (1 - V_{охл\ са\ нд}) + (1 - V_{охл\ рк\ нд}) + \\ & + (1 - V_{ут\ нд})] = 1 - [(1-0,985) + (1-0,97) + (1-0,98) + (1-1) + (1-0,99) + \\ & + (1-1) + (1-1)] = 0,925. \end{aligned}$$

5.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя

Необходимый расход воздуха через двигатель на расчетном режиме

$$G_{в} = N_{э р} / N_{э уд} = 6600/457 = 14,44 \text{ кг/с}, \quad (5.8)$$

где величину $N_{э р}$ берут из задания на проектирование двигателя.

Основываясь на найденной величине $G_{в р}$ и данных табл. 5.2, определяют требуемые величины проходных сечений и расходов газа в основных элементах двигателя:

$$F_{вх} = \frac{G_{в р} \sqrt{T_{вх}^*}}{40,4 p_{вх}^* q(\lambda_{вх})} = \frac{14,44 \cdot \sqrt{244,6}}{40,4 \cdot 34,09 \cdot 0,85} = 0,19 \text{ м}^2,$$

где величина $q(\lambda_{вх}) = 0,85$ принята на основе данных табл. 2.1.

$$\left. \begin{aligned} A_{твд} &= A'_{твд} G_{в р} = 6,413 \cdot 10^{-4} \cdot 14,44 = 92,6 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\ A_{тнд} &= A'_{тнд} G_{в р} = 17,6 \cdot 10^{-4} \cdot 14,44 = 254,14 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\ F_{с} &= F'_{с} G_{в р} = 215,86 \cdot 10^{-4} \cdot 14,44 = 0,3117 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\ G_{твд} &= G'_{твд} G_{в р} = 0,9467 \cdot 10^{-4} \cdot 14,44 = 13,67 \cdot 10^{-4} \text{ кг/с}; \\ G_{тнд} &= G'_{тнд} G_{в р} = 1,0117 \cdot 10^{-4} \cdot 14,44 = 14,609 \cdot 10^{-4} \text{ кг/с}; \\ G_{гс} &= G'_{гс} G_{в р} = 1,0217 \cdot 10^{-4} \cdot 14,44 = 14,75 \cdot 10^{-4} \text{ кг/с}. \end{aligned} \right\} (5.9)$$

Здесь индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $i_{в} = 1 \text{ кг/с}$ (см. табл. 5.2).

Определяются расход топлива, винтовая мощность и тяга ТВД на расчетном режиме:

$$\left. \begin{aligned} G_{м ч} &= G'_{м ч} G_{в р} = 77,85 \cdot 14,44 = 1124 \text{ кг/ч}; \\ N_{в} &= N'_{в} G_{в р} = 409,7 \cdot 14,44 = 5916 \text{ кВт}; \\ P_{рс} &= P'_{рс} G_{в р} = 0,1603 \cdot 14,44 = 2,315 \text{ кН}; \\ P_{твд} &= P'_{твд} G_{в р} = 1,548 \cdot 14,44 = 22,35 \text{ кН}. \end{aligned} \right\} (5.10)$$

Габаритный диаметр двигателя

$$D_{\text{дв}} = \bar{D} D_{1\text{к}} = \bar{D} \left[\frac{4F_{\text{вх}}}{\pi (1 - d_1^2)} \right]^{0,5},$$

где $d_1 = 0,55 \dots 0,65$ и $\bar{D} = 1,25 \dots 1,8$ при центральном расположении редуктора;

$d_1 = 0,35 \dots 0,5$ и $\bar{D} = 1,6 \dots 2,2$ при выносном редукторе.

В рассматриваемом примере (выносной редуктор), принимая $d_1 = 0,5$ и $\bar{D} = 1,9$, получаем

$$D_{\text{дв}} = 1,9 \left[\frac{4 \cdot 0,19}{\pi (1 - 0,5^2)} \right]^{0,5} = 1,08 \text{ м}.$$

В дальнейшем при расчете основных параметров турбокомпрессора величину $D_{1\text{к}}$ 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 $N_{\text{э}} = N_{\text{в}} + N_{\text{рс}}$. 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: $\omega = (N_{\text{в}} / P_{\text{в}})_0 \approx 60 \dots 110 \text{ кВт/кН}$ (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

ся следующими типовыми уравнениями с характерными значениями Ω для оценки эквивалентной мощности реактивной струи:

$$\text{в случае ТВД } N_{\text{рс}} = 68,2 P_{\text{рс}}, \text{ кВт (} N_{\text{рс}} = 0,91 P_{\text{рс}} \text{ элс);} \quad (5.11)$$

$$\text{в случае ТВВД } N_{\text{рс}} = 83,5 P_{\text{рс}}, \text{ кВт (} N_{\text{рс}} = 1,11 P_{\text{рс}} \text{ элс).} \quad (5.12)$$

В рассматриваемом примере величина $N_{\text{в}}$ на взлетном режиме равняется (см. табл. 5.2):

$$N_{\text{в}} = (N_{\text{тнд}} - N_{\text{кнд}}) \eta_{\text{ред}} = (13821,6 - 3285,6) 0,995 = 10483,3 \text{ кВт,} \quad (5.13)$$

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 (5.13) получим

$$N_{\text{рс}} = 83,5 \cdot 6,28 = 524,4 \text{ кВт.}$$

Тогда $N_{\text{э}} = N_{\text{в}} + N_{\text{рс}} = 10483,3 + 524,4 = 11008 \text{ кВт (14956 элс).}$

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 $G_{\text{тнд}}$ и (2.26,а) для $G_{\text{рс}}$ определяется по формуле

$$G_{\text{взл}} = G_{\text{вр}} \frac{101,33}{P_{\text{н}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{н}}^*}{288,16}} \bar{G}_{\text{впр}} = 14,44 \frac{101,33}{34,61} \sqrt{\frac{244,6}{288,16}} 0,73 = \quad (5.14)$$

$$= 28,43 \text{ кг/с,}$$

где при выбранном значении температуры $T_{\text{гвзл}}^*$ величина $G_{\text{вр}}$ вычисляется по (5.8), а значения $\bar{G}_{\text{впр}}$ берутся первоначально по рис. 5.4 (см. табл. 5.1).

При несовпадении расчетного и заданного значения $N_{\text{эвзл}}$ подбирают на дроссельной характеристике уточненные значения температуры $T_{\text{гвзл}}^*$, $\bar{G}_{\text{впр}}$ и др. параметров рабочего процесса ТВД с помощью ЭВМ.

Тяга ТВВД (ТВД) на взлете может быть оценена по формуле

$$P_{\text{ТВД взл}} = P_{\text{в}} + P_{\text{рс}}, \quad (5.15)$$

где величину $P_{\text{в}}$ можно вычислить (условно), основываясь на формулах (5.13) и (5.14):

$$P_B = N_B / 68,2 \text{ кН} - \text{в случае ТВД}, \quad (5.16)$$

$$P_B = N_B / 83,5 \text{ кН} - \text{в случае ТВВД}. \quad (5.17)$$

Для рассматриваемого примера получим

$$P_{\text{ТВД взл}} = 10483,3 / 83,5 + 6,28 = 125,4 + 6,28 = 131,8 \text{ кН (13435 кгс)}.$$

Удельный расход топлива на взлетном режиме

$$C_3 = G_m \text{ ч} / N_{\text{э взл}} = 2326,4 / 11008 = 0,2113 \text{ кг/экВт ч (0,1555 кг/элс ч)}, \quad (5.18)$$

$$C_{\text{уд}} = G_m \text{ ч} / P_{\text{ТВД взл}} = 2326,4 / 131,8 = 17,65 \text{ кг/кН ч (0,1735 кг/кгс ч)}, \quad (5.19)$$

5.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя

Массу ТВВД можно рассчитать по следующему уравнению [10]:

$$M_{\text{дв}} = M_{\text{ред}} + M_{\text{ред}} = B G_B^{m_1} \left(\pi_{\text{к взл}}^{0,286} - 1 \right)^{m_2} k_{T_r} k_c k_{\text{рес}} + M_{\text{ред}}, \quad (5.20)$$

где коэффициент k_{T_r} вычисляется по формуле (3.13), коэффициент совершенствования массы k_c определяется по рис. 3.7, а коэффициент $k_{\text{рес}}$ 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

Коэффициенты в формуле расчета массы

Тип ГТД	B	m_1	m_2
ТВВД и ТВД	66	0,74	0,16

Массу редуктора в выражении (5.20) определяют по формуле

$$M_{\text{ред}} = A \frac{N_B \max}{n_B} \left(1 + \frac{1}{i_{\text{ред}}} \right) k_{\text{рес}},$$

где n_B – частота вращения воздушного винта (винтовентилятора);

$i_{ред}$ – передаточное число редуктора ($i_{ред} = 10...16$ для ТВД и

$i_{ред} = 8...10$ для ТВВД, при этом большие значения $i_{ред}$ соответствуют двигателям меньшей размерности);

$A \cong 60$ – для современных редукторов;

$A \cong 56$ – для перспективных редукторов.

Допустимо принимать $n_B \cong 2700 \text{ мин}^{-1}$ при $N_{B \text{ вЗЛ}} < 200 \text{ кВт}$;

$n_B \cong 1000 \text{ мин}^{-1}$ при $200 < N_{B \text{ вЗЛ}} < 1000 \text{ кВт}$;

$n_B \cong 1500 \text{ мин}^{-1}$ при $1000 < N_{B \text{ вЗЛ}} < 5000 \text{ кВт}$;

$n_B \cong 900 \text{ мин}^{-1}$ при $N_{B \text{ вЗЛ}} \geq 5000 \text{ кВт}$.

Для винтовентилятора указанные значения n_B 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): $\pi_{к \text{ вЗЛ}} = 20,69$; $G_{\text{вЗЛ}} = 28,43 \text{ кг/с}$; $N_{\text{вЗЛ}} = 10483,3 \text{ кВт}$. 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 $T_{Г \text{ max}}^* = 1650 \text{ К}$ по (3.13) определяется коэффициент

$$k_{T_{Г}} = [1 + 2 \cdot 10^{-4} (1650 - 1200)] = 1,09.$$

Принимаем $\Gamma_{НС} = 2009 \text{ г}$. и по рис. 3.5 определяем величину $k_c = 0,95$. Для заданной величины назначенного ресурса $\tau_{\text{наз}} = 32000 \text{ ч}$ с учетом рекомендаций к (3.12) принимаем величину $k_{рес} = 1,05$. В соответствии с формулой (5.20) вычисляем массу $M_{ГТД}$:

$$\begin{aligned} M_{ГТД} &= 66 \cdot 28,43 \cdot 0,74 \cdot (20,69^{0,286} - 1)^{0,16} \cdot 1,09 \cdot 0,9 \cdot 1,07 = \\ &= 66 \cdot 11,907 \cdot 1,052 \cdot 1,09 \cdot 0,9 \cdot 1,07 = 868,4 \text{ кг}. \end{aligned}$$

Масса редуктора согласно (5.21)

$$M_{ред} = 56 \cdot \frac{10483,3}{1100} \left(1 + \frac{1}{8,5} \right) \cdot 1,05 = 596 \text{ кг} \quad (5.21)$$

(принимаем $n_B = 1100 \text{ мин}^{-1}$, $k_{рес} = 1,05$, $i_{ред} = 8,5$).

При приближенных оценках $M_{ред}$ допустимо принимать

$$N_{в \max} \approx 0,9...0,95 N_{э \max} .$$

Масса двигателя

$$M_{дв} = M_{ГТД} + M_{ред} = 868,4 + 596 = 1464,4 \text{ кг} .$$

Удельная масса двигателя вычисляется по формуле

$$\gamma_{дв} = M_{дв} / N_{э \text{ взл}} . \quad (5.22)$$

Для проектируемого ТВВД в условиях взлета имеем

$$\gamma_{дв} = 1462 / 11008 = 0,133 \text{ кг/экВт} (0,098 \text{ кг/элс}).$$

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:

$$n_{дв} = 2; M_{дв} = 1464,4 \text{ кг} (M_{ред} = 596 \text{ кг}, M_{ГТД} = 868,4 \text{ кг});$$

$$\gamma_{дв} = 0,133 \text{ кг/экВт}; \tau_{наз} = 32000 \text{ ч}; P_{ГТД \text{ кр}} = 22,35 \text{ кН};$$

$$C_{уд \text{ кр}} = 50,29 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч} (\text{при } M = 0,8; H = 11 \text{ км}); L_{п} = 3500 \text{ км}.$$

5.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки для ТВВД (ГВД) определяется следующим образом:

$$M_{су} = n_{дв} (M_{ГТД} k_{су} + M_{в} + M_{ред}) , \quad (5.23)$$

где по статистическим данным $k_{су} = 1,35... 1,45$;

$M_{ГТД}$ определяется по формуле (5.20); $M_{ред}$ – по (5.21).

Масса винтовентильатора (воздушного винта)

$$M_B = c_1 P_{B \text{ вэд}}, \quad (5.24)$$

где $c_1 = 6 \dots 7$ кг/кН — для современных (дюралевых) воздушных винтов;

$c_1 = 9 \dots 9,5$ кг/кН — для мощных двухрядных винтов и винтовентиляторов;

$c_1 = 5 \dots 6$ кг/кН — для перспективных винтовентиляторов из композитных материалов.

Величина $P_{B \text{ вэд}}$ определяется в соответствии с уравнением (5.17).

Принимая $c_1 = 6$ кг/кН, вычисляем массу винтовентилятора для проектируемого ТВВД:

$$M_B = 6 \cdot 125,5 = 753 \text{ кг.}$$

Тогда по уравнению (5.23) имеем

$$M_{\text{СУ}} = 2 \cdot (868,4 \cdot 1,45 + 753 + 596) = 5216,4 \text{ кг.}$$

Необходимое количество топлива на ЛА

$$\begin{aligned} M_{m \text{ ЛА}} &= n_{\text{дв}} \bar{G}_{\text{топ}} C_{\text{уд кр}} P_{\text{твд кр}} \left(\frac{L_{\text{П}}}{V_{\text{Т}}} + t_{\text{НЗ}} \right) = \\ &= 2 \cdot 1,06 \cdot 50,29 \cdot 22,35 \left(\frac{3500}{790} + 1 \right) = 12933 \text{ кг,} \end{aligned}$$

где $P_{\text{твд кр}}$ соответствует режиму $N_3 = 6600$ кВт; $t_{\text{НЗ}} = 1$ ч — по рекомендации к формуле (1.20);

$V_{\text{Т}} = \bar{V}_{\text{Т}} 3,6$ а $M_{\text{П}} = 0,93 \cdot 3,6 \cdot 20,05 \cdot \sqrt{216,7} \cdot 0,8 = 0,93 \cdot 850 = 790$ км/ч, а величины $\bar{V}_{\text{Т}} = 0,93$ и $\bar{G}_{\text{топ}} = 1,06$ определяются в зависимости от $L_{\text{П}}$ по рис. 1.5.

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{\text{СУ+т}} = M_{\text{СУ}} + \bar{M}_{\text{тс}} M_{m \text{ ЛА}} = 5216,4 + 1,05 \cdot 12933 = 18796 \text{ кг,}$$

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

5.6.2. Расчет взлетной массы ЛА

Взлетная масса ЛА

$$M_0 = \frac{M_{cy} + m}{1 - M_{пл}^* - M_{кн}} = \frac{18796}{1 - 0,555 - 0,2} = 76718 \text{ кг},$$

где принимаем $M_{пл}^* = 0,555$ и $M_{кн} = 0,2$ – по рекомендациям к формуле (1.17).

Проверяется величина полученной стартовой тяговооруженности ЛА:

$$\mu_{взл} = \frac{P_{твд\ взл} n_{дв}}{M_0 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = \frac{131,2 \cdot 2}{76718 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = 0,349.$$

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:

$$\begin{aligned} C_{т\ км} &= \frac{M_{mL}}{M_{кн} L_{п} \cdot 10^{-3}} = \frac{\overline{G}_{мон} C_{уд\ кр} P_{твд\ кр} n_{дв}}{M_{кн} V_T \cdot 10^{-3}} = \\ &= \frac{1,06 \cdot 50,29 \cdot 22,35 \cdot 2}{15343 \cdot 790 \cdot 10^{-3}} = 0,196 \text{ кг/т км}, \end{aligned}$$

где $M_{кн} = M_0 \overline{M}_{кн} = 76718 \cdot 0,2 = 15343$ кг, а величина M_{mL} соответствует расходу топлива при полете на расчетную дальность $L_{п}$ (т. е. $M_{mL} = M_{m\ л\ а} - M_{m\ н\ з}$).

Проверяется соответствие полученной топливной экономичности ЛА заданию (разд. 5.1). В данном примере полученная величина $C_{ткм}$ удовлетворяет заданному ограничению: $C_{ткм} \leq 0,20$ кг/т км. При невыполнении заданного ограничения выбирают другие значения $\overline{M}_{пл}^*$ или $\overline{M}_{кн}$ либо другой вариант параметров рабочего процесса ТВВД (ТВД).

5.6.4. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя

Затраты на опытно-конструкторские работы

$$\begin{aligned}
 S_{\text{окр}} &= a_0 G_{\text{в1 в3л}}^{a_1} \pi_{\text{к в3л}}^{a_2} \left(\frac{T_{\Gamma \text{ max}}^*}{1000} \right)^{a_3} K_{\text{кт}}^{a_6} = \\
 &= 160 \cdot 28,43^{0,68} \cdot 20,69^{0,25} \left(\frac{1650}{1000} \right)^{1,25} \cdot 20^{-0,65} = \\
 &= 160 \cdot 9,74 \cdot 2,133 \cdot 1,87 \cdot 0,143 = 888,9 \text{ млн.руб.}
 \end{aligned}$$

Затраты на подготовку серийного производства

$$S_{\text{пп}} = 0,2 \cdot S_{\text{окр}} = 0,2 \cdot 891,3 = 177,8 \text{ млн. руб.}$$

Цена двигателя при серийном освоении производства

$$Ц_{\text{дв}} = a_0 \left(G_{\text{в1 в3л}} \right)^{a_1} \pi_{\text{к в3л}}^{a_2}$$

В примере принято $a_0 = 0,52$, $a_1 = 0,79$, $a_2 = 0,44$ (см. табл. 1.5).

$$Ц_{\text{дв}} = 0,52 \cdot 28,43^{0,79} \cdot 20,69^{0,44} = 0,52 \cdot 14,076 \cdot 3,792 = 27,76 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на производство

$$\begin{aligned}
 S_{\text{пр}} &= 3,29 Ц_{\text{дв}} z_{\text{дв}}^{0,82} = 3,29 \cdot 27,76 \cdot 2000^{0,82} = \\
 &= 3,29 \cdot 27,76 \cdot 509,15 = 46 500 \text{ млн.руб.}
 \end{aligned}$$

Затраты на ремонт парка двигателей

Определяется средняя наработка на досрочный сьем двигателя с ЛА (по причине случайных отказов)

$$T_{\text{д сд}} = 1,5 \tau_{\text{м}} = 1,5 \cdot 8000 = 12 000 \text{ ч.}$$

В примере принято $\tau_{\text{м}} = 8 000$ ч, $\tau_{\text{наз}} = 4 \tau_{\text{м}} = 32 000$ ч.

Средняя наработка на сьем двигателя с ЛА по всем (конструктивно-производственным и эксплуатационным) причинам (с учетом плановых съемов по выработке межремонтного ресурса $\tau_{\text{м}}$)

$$T_{\text{см}} = T_{\text{дсд}} \left(1 - e^{-\frac{\tau_m}{T_{\text{дсд}}}} \right) = 12\,000 \left(1 - e^{-\frac{8000}{12000}} \right) = 12\,000 \cdot 0,5134 = 6\,160,8 \text{ ч.}$$

Тогда затраты на ремонт

$$S_{\text{рем}} = 0,35 S_{\text{пр}} \frac{\tau_{\text{наз}}}{(1+K_{\text{об}}) T_{\text{см}}} = 0,35 \cdot 46\,500 \frac{32\,000}{(1+0,15) \cdot 6\,160,8} = 73\,508 \text{ млн.руб.},$$

где $K_{\text{об}} = 0,15$ принято по рекомендации к формуле (1.32).

Затраты на техническое обслуживание

$$S_{\text{то}} = 0,01 S_{\text{рем}} = 0,01 \cdot 73\,508 = 735 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на топливо и ГСМ

$$S_{\text{ГСМ}} = G_m^{\text{ср}} \Pi_m \frac{z_{\text{дв}} \tau_{\text{наз}}}{(1+K_{\text{об}})} \cdot 10^6 = \bar{G}_{\text{топ}} C_{\text{удкр}} P_{\text{гвдкр}} \Pi_m \frac{z_{\text{дв}} \tau_{\text{наз}}}{(1+0,15)} \cdot 10^6 = 1,06 \cdot 50,29 \cdot 22,35 \cdot 14 \frac{2\,000 \cdot 32\,000}{1,15} \cdot 10^{-6} = 928\,272 \text{ млн.руб.}$$

Суммарные расходы на эксплуатацию

$$S_{\text{экс}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{то}} + S_{\text{ГСМ}} = 73\,508 + 735 + 928\,272 = 1\,002\,515 \text{ млн.руб.}$$

Стоимость жизненного цикла требуемого для эксплуатации количества двигателей

$$S_{\text{ждв}} = S_{\text{окр}} + S_{\text{пп}} + S_{\text{пр}} + S_{\text{экс}} = 888,9 + 177,8 + 46500 + 1002515 = 1050081,7 \text{ млн.руб.}$$

Удельная величина стоимости жизненного цикла двигателя

$$S_{\text{ждв}}^{\text{уд}} = \frac{S_{\text{ждв}}}{z_{\text{дв}}} = \frac{1050081,7}{2000} = 525 \text{ млн. руб.}$$

Относительное распределение затрат по отдельным стадиям жизненного цикла:

⇒ доля затрат на ОКР

$$K_1 = \frac{S_{\text{окр}}}{S_{\text{ждв}}} = \frac{888,9}{1050081,7} = 0,00085 (0,085\%);$$

⇒ доля затрат на подготовку серийного производства

$$K_2 = \frac{S_{\text{пп}}}{S_{\text{ждв}}} = \frac{177,8}{1050081,7} = 0,00017 (0,017\%);$$

⇒ доля затрат на производство

$$K_3 = \frac{S_{\text{пр}}}{S_{\text{ждв}}} = \frac{46500}{1050081,7} = 0,044 (4,4\%);$$

⇒ доля затрат на эксплуатацию

$$K_4 = \frac{S_{\text{экс}}}{S_{\text{ждв}}} = \frac{1002515}{1050081,7} = 0,955 (95,5\%).$$

* * *

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

Глава 6. 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 (ГТД СТ) для вертолета.

Заданные режимы работы двигателя:

$$N_{e \max} = N_{e \text{ взл}} = 1240 \text{ кВт (1685 л.с.) при } H_{\text{п}} = 0, V_{\text{п}} = 0, \text{ САУ};$$

$$N_{e \text{ кр}} = 870 \text{ кВт в условиях полета при } H_{\text{п}} = 0,5 \text{ км, } V_{\text{п}} = 250 \text{ км/ч, САУ.}$$

Заданный прототип двигателя – вертолетный ГТД «Макила» фирмы ТУРБОМЕКА [3].

Заданный прототип ЛА – вертолет SA.332 «Супер Пума» фирмы АЭРОСПАСЬЯЛЬ [2].

Расчетная дальность полета ЛА – $L_{\text{п}} = 400 \text{ км}$,

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной (при $t_{\text{н}} = + 30^{\circ}\text{C}$) –

$$T_{\text{г}}^*_{\max} = 1370 \text{ К};$$

удельные затраты топлива ЛА $C_{\text{т км}} < 1,0 \text{ кг/т}\cdot\text{км}$ при $S_{\text{ж ЛА}} \rightarrow \min$;
назначенный ресурс $\tau = 6000 \text{ ч}$.

При упрощении задачи в случае, когда для проектируемого ГТД СТ 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: $C_{e \text{ кр}} \leq 0,33 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$ ($0,243 \text{ кг/л.с}\cdot\text{ч}$);
 $M_{\text{дв}} \leq 255 \text{ кг}$.

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

Заданный режим работы двигателя $N_{e \max} = 1240 \text{ кВт}$ при $H_{\text{п}} = 0$,
 $M_{\text{п}} = 0$, САУ.

Заданный прототип двигателя — вертолетный ГТД СТ «Макила» фирмы ТУРБОМЕКА.

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной

$$T_{\text{г}}^*_{\max} \leq 1370 \text{ К};$$

удельный расход топлива на взлетном режиме $C_e < 0,32$ кг/кВт·ч (0.236 кг/л.с·ч);

назначенный ресурс $\tau_{\text{наз}} = 6000$ ч.

6.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД СТ

Конструктивную схему проектируемого турбовального двигателя принимаем по прототипу (рис. 6.1) – с однокаскадным осецентрибежным компрессором и свободной силовой турбиной. В соответствии с рекомендациями разд. 1.3 в качестве расчетного режима для проектируемого вертолетного ГТД СТ принимаем взлетный режим при $H=0$, $V=0$, САУ. Учитывая, что при сохранении $N_e \approx \text{const}$ температура $T^*_{\Gamma \text{взл}}$ в САУ должна быть примерно на 50...75° меньше, чем $T^*_{\Gamma \text{max}}$ при $t_H - 30^\circ\text{C}$, примем, что $T^*_{\Gamma \text{взл}} \approx T^*_{\Gamma \text{max}} - 65 \text{ K} = 1370 \text{ K} - 65 \text{ K} = 1305 \text{ K}$. Предварительный выбор оптимальных значений $\pi_{\text{кр opt}}$ производится на основе типовых зависимостей, приведенных на рис.6.2 для вертолетных ГТД СТ с $N_{e \text{взл}} > 500$ кВт и малоразмерных ГТД СТ ($G_{\text{в пр}} < 3$ кг/с, $N_{e \text{взл}} \leq 500$ кВт). При этом учет влияния расчетной величины дальности полета на величину $\pi_{\text{кр opt}}$ осуществляется с помощью зависимости, приведенной на рис. 6.3.

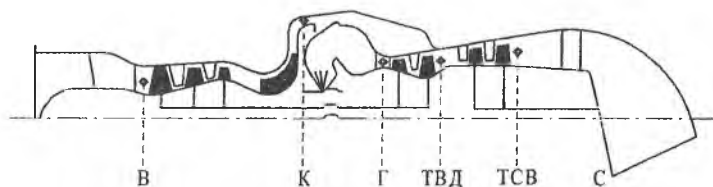


Рис. 6.1. Схема проточной части вертолетного ГТД прототипа

Для рассматриваемого примера задания по величине $T^*_{\text{взл}} = 1305 \text{ K}$ и расчетному значению дальности полета ($L_{\text{п}} = 400$ км) с помощью зависимостей, приведенных на рис. 6.2 и 6.3, можно выбрать в качестве расчетных несколько вариантов оптимальных значений $\pi_{\text{кр}}$. Например (см. рис. 6.2):

I вариант
 $\pi_{\text{кр}} = 8,1$,

II вариант
 $\pi_{\text{кр}} = 10$,

III вариант
 $\pi_{\text{кр}} = 12$.

Учитывая, что в случае осецентрированных компрессоров величина $\eta^*_{\text{к}} = 0,79 \dots 0,80$ – для ГТД с $N_{e \text{ взл}} > 500$ кВт и $\eta^*_{\text{к}} = 0,77 \dots 0,79$ – для малоразмерных ГТД СТ ($N_{e \text{ взл}} < 500$ кВт; $G_{\text{в пр}} < 3$ кг/с), принимаем $\eta^*_{\text{к}} = 0,79$. Таким образом, основываясь на схеме проточной части прототипа (см. рис. 6.1), а также принимая во внимание значения основных параметров рабочего процесса проектируемого двигателя ($\pi_{\text{к}}$ и T^*_{max}) и рекомендации главы 2, можно выбрать, например, для II варианта величины КПД компрессора, ступеней турбины, коэффициентов потерь и $\pi_{\text{с}}$:

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{вх}} &= 0,98; & \eta_{\text{м тк}} &= 0,985; & v_{\text{охл са}} &= 0,985; & v_{\text{ут}} &= 0,99; \\ \sigma_{\text{кс}} &= 0,95; & \eta_{\text{м св}} &= 0,98; & v_{\text{охл рк}} &= 0,985; & \eta^*_{\text{ст тк}} &= 0,91; \\ \eta_{\text{г}} &= 0,98; & \eta^*_{\text{к}} &= 0,79; & \pi_{\text{с}} &= 1,05; & \eta^*_{\text{ст т}} &= 0,915. \end{aligned}$$

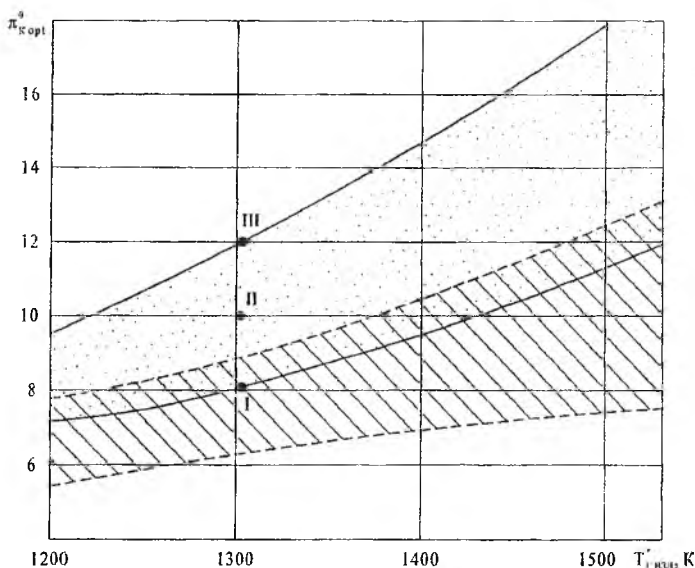


Рис. 6.2. Типовая зависимость от температуры $T^*_{\text{г взл}}$ оптимальных по критерию M_0 значений $\pi_{\text{к}}$ для взлетного режима в САУ вертолетных ГТД при расчетной дальности полета $L_{\text{п}} = 400$ км и $\Delta_{\text{в}} = 1\%$:

ТВаД с $N_{e \text{ max}} > 500$ кВт; малоразмерные ТВаД ($N_{e \text{ max}} < 500$ кВт, $G_{\text{в пр}} < 3$ кг/с)

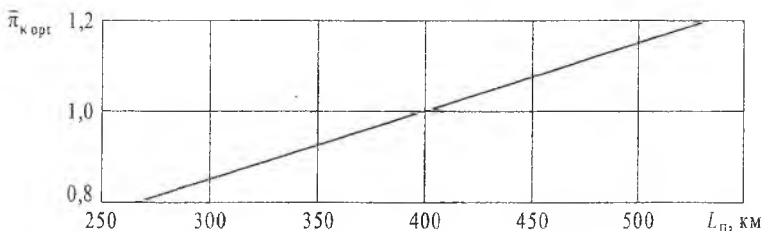


Рис. 6.3. Влияние расчетной дальности полета в САУ на величину $\pi_{к \text{ опт}}$:

$$\pi_{к \text{ опт}} = \pi_{к \text{ опт}}^0 \bar{\pi}_{к \text{ опт}}$$

Величина $\eta_{м св}$ выбрана для варианта проектируемого ГТД с редуктором. Выбранные значения КПД 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 $\eta_{ст}^*$.

Для $T_{г \text{ max}}^* = 1370 \text{ К}$ влияние охлаждения рабочих колес на КПД турбины компрессора оцениваем следующим образом. Определяем величину

$$G_{в \text{ охл рк}} = (1 - v_{в \text{ охл рк}}) + (1 - v_{ут}) = (1 - 0,985) + (1 - 0,99) = 0,025.$$

По рис. 2.5 для $G_{в \text{ охл рк}} = 0,025$ 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

$$\pi_{тк} = \left(T_{г}^* / T_{г \text{ ст}}^* \right) (k_{г} - 1) \eta_{ст}^*,$$

где по (2.20) $T_{г \text{ ст}}^* \cong 350 + 0,52 T_{г}^* = 350 + 0,52 \cdot 1305 = 1028 \text{ К}$.

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

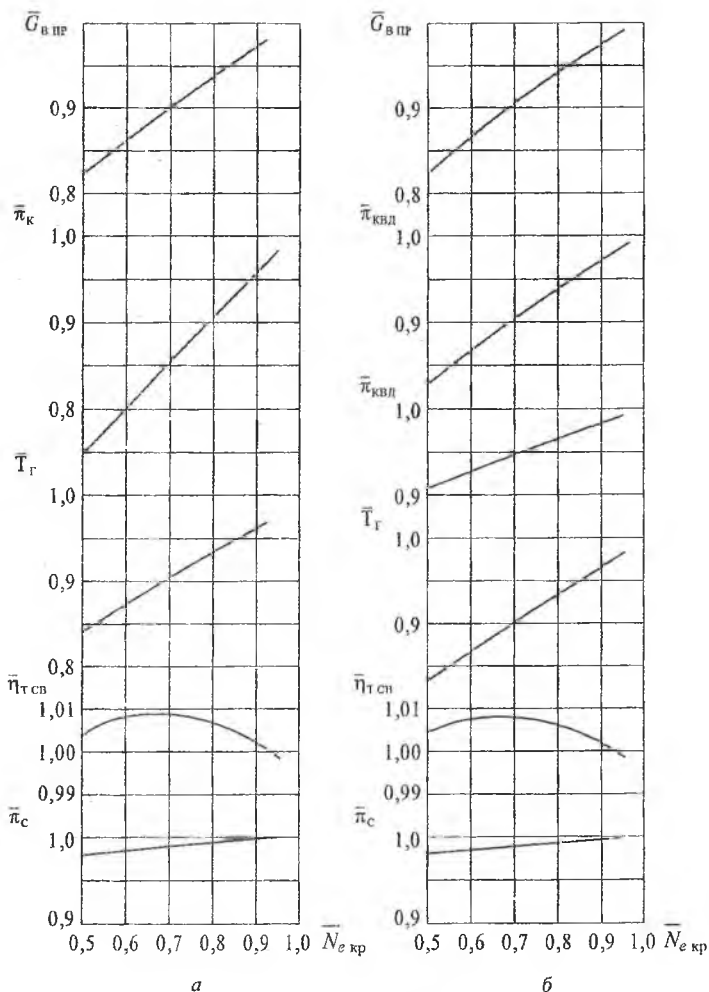


Рис. 6.4. Взаимосвязь между параметрами вертолетного ГТД на крейсерском режиме ($H_{п} = 0 \dots 0,5$ км, $V_{п} = 150 \dots 250$ км/ч) и на расчетном режиме ($H_{п} = 0$, $V_{п} = 0$) при различных соотношениях мощности $\bar{N}_{e \text{ кр}} = N_{e \text{ кр}} / N_{e \text{ взл}}$; а – однокаскадный турбокомпрессор; б – двухкаскадный турбокомпрессор

$$(\bar{T}_r = T_{r \text{ кр}}^* / T_{r \text{ п}}^* ; \bar{\pi}_k = \pi_{k \text{ кр}} i / \pi_{k \text{ п}} ; \bar{\pi}_c = \pi_{c \text{ кр}} i / \pi_{c \text{ п}} \text{ и т.д.})$$

типовым зависимостям $N_{e\text{уд}} = f(T_{\Gamma}^*, \pi_{\kappa})$, ожидаемую при $H = 0$, $V = 0$,

САУ величину удельной мощности $N'_{e\text{уд}} \cong 270 \text{ лс с/кг} = 199 \text{ кВт с/кг}$.

$$\text{Тогда } G'_B \cong \frac{N_{e\text{зад}}}{N'_{e\text{уд}}} = \frac{1240}{199} = 6,24 \text{ кг/с.}$$

При этом получим

$$A_{\text{ТК}} \approx \frac{G_B \sqrt{R_{\Gamma} \cdot 10^3 T_{\Gamma}^*}}{P_H \cdot 10^3 \cdot \sigma_{\text{ВХ}} \pi_{\kappa} \sigma_{\text{КС}}} = \frac{6,24 \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1305}}{101,33 \cdot 10^3 \cdot 0,98 \cdot 10 \cdot 0,95} = 0,004 \text{ м}^2.$$

Для величины $A_{\text{ТК}} \cong 0,040$ принимаем $\Delta \eta_{\Gamma A}^* = 0,03$.

В результате для расчетного режима турбины компрессора получим:

$$\eta_{\Gamma}^* = \eta_{\text{СТ}}^* \left(\eta_{\Gamma}^* / \eta_{\text{СТ}}^* \right) - \Delta \eta_{\text{ТОХЛ}}^* - \Delta \eta_{\Gamma A}^* = 0,91 \cdot 1,0065 - 0,012 - 0,03 = 0,874.$$

Аналогичным образом для свободной турбины ($z_{\text{T}} = 2, \eta_{\text{СТ}}^* = 0,915$)

по величинам $T_{\Gamma \text{СТ}}^* = 1028 \text{ К}$; $A_{\text{T СВ}}$, $\pi_{\text{СТ ОХЛ}}$ принимаем $\Delta \eta_{\text{СТ ОХЛ}}^* = 0$, $\Delta \eta_{\Gamma A}^* = 0,009$, $\eta_{\Gamma}^* / \eta_{\text{СТ}}^* = 1,0054$, где по приближенной оценке

$$A_{\text{СТ}} \cong \frac{\pi_{\text{ТК}} G_B \sqrt{10^3 R_{\Gamma} T_{\Gamma \text{СТ}}^*}}{P_H \cdot 10^3 \sigma_{\text{ВХ}} \sigma_{\text{КС}} \pi_{\kappa}} = \frac{2,86 \cdot 6,24 \sqrt{10^3 \cdot 0,2872 \cdot 1028}}{101,33 \cdot 10^3 \cdot 0,98 \cdot 0,95 \cdot 10} = 0,0103 \text{ м}^2,$$

$$\pi_{\text{СТ}} \cong \frac{\sigma_{\text{ВХ}} \pi_{\kappa} \sigma_{\text{КС}}}{\pi_{\text{СТ}} \pi_{\text{ТК}}} = \frac{0,98 \cdot 10 \cdot 0,95}{1,05 \cdot 2,86} = 3,1.$$

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 КПД на взлетном режиме обычно понижается на 0,5...1,5%.

Примем $\Delta \eta_{\text{T ВЗЛ}}^* = 0,01$.

В результате для расчетного режима ГТД СТ получим

$$\eta_{\text{ТСВ}}^* = \eta_{\text{СТ}}^* \left(\eta_{\Gamma}^* / \eta_{\text{СТ}}^* \right) - \Delta \eta_{\text{ТОХЛ}}^* - \Delta \eta_{\text{T ВЗЛ}}^* = 0,915 \cdot 1,0054 - 0 - 0,009 - 0,01 = 0,901.$$

Значения величин $\pi_k, T_{\Gamma}^*, G_B, \eta_{CT}, \pi_c$ на режимах крейсерского полета оцениваются в первом приближении с помощью типовых расчетных закономерностей для ВСХ вертолетных ГТД, приведенных на рис. 6.4.

$$\text{Для } \bar{N}_{e \text{ кр}} = N_{e \text{ кр}} / N_{e \text{ р}} = 870 / 1240 = 0,70$$

определяются величины $\bar{T}_{\Gamma} = T_{\Gamma \text{ кр}}^* / T_{\Gamma \text{ р}}^* = 0,903$, а также

$$\bar{\pi}_k = 0,855, \bar{G}_{B \text{ пр}} = 0,9, \bar{\pi}_c = 0,99, \bar{\eta}_{CT} = 1,009.$$

Тогда, например, для II варианта параметров проектируемого двигателя ($\pi_{\text{кр}} = 10$) с помощью этих коэффициентов пересчета получаем следующие значения π_k, T_{Γ}^*, G_B и др. параметров на режимах крейсерского полета:

$$\pi_{k \text{ кр}} = \pi_{k \text{ р}} \bar{\pi}_k = 10 \cdot 0,855 = 8,55;$$

$$T_{\Gamma \text{ кр}}^* = T_{\Gamma \text{ р}}^* \bar{T}_{\Gamma} = 1305 \cdot 0,903 = 1179 \text{ К};$$

$$\pi_{c \text{ кр}} = \pi_{c \text{ р}} \bar{\pi}_c = 1,05 \cdot 0,99 = 1,04;$$

$$\eta_{CT \text{ кр}}^* = \eta_{CT \text{ р}}^* \bar{\eta}_{CT} = 0,901 \cdot 1,009 = 0,909.$$

Величина η_k^* на крейсерском режиме может быть оценена в первом приближении в зависимости от величин $\bar{G}_{B \text{ пр}}$ и $\pi_{\text{кр}}$ по формуле $\eta_k^* = \bar{\eta}_{k \text{ р}}^* \bar{\eta}_k^*$. Так, например, для режима крейсерского полета $\bar{G}_{B \text{ пр}} = 0,9$ при $\pi_{\text{кр}} = 10$ получаем $\bar{\eta}_k^* = 1,01$, следовательно, $\eta_{k \text{ кр}}^* = 0,79 \cdot 1,01 = 0,798$.

6.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ

В случае выбора двухкаскадной схемы турбокомпрессора для расчета заданных режимов работы проектируемого ГТД СТ необходимо предварительно оценить величины параметров рабочего процесса и КПД в каскадах компрессоров и турбины. Предварительное распределение работы между каскадами НД и ВД на расчетном режиме осуществляется по методике, изложенной в разделе 1.4.

В выполненных конструкциях ГТД СТ двухкаскадные турбокомпрессоры применяются при $\pi_{к\sigma} \geq 12 \dots 17$. Так, например, в случае выбора параметров ГТД СТ ($\pi_{к\sigma p} = 12$), принимая компрессор НД осевым, а компрессор ВД центробежным и выбирая $Y_{ТВД}^* = 0,6$ и $Y_{ТНД}^* = 0,5$; $\eta_{ТВД}^* = 0,87$; $\eta_{ТНД}^* = 0,88$; $\eta_{кнд}^* = 0,81$ и $\eta_{квд}^* = 0,8$, получим для взлетного режима:

$$\pi_{кнд} = 4,04; \quad U_{ТНД} = 317,1 \text{ м/с}; \quad z_{ТНД} = 1;$$

$$\pi_{квд} = 2,97; \quad U_{ТВД} = 397,5 \text{ м/с}; \quad z_{ТВД} = 1.$$

На основе этих исходных производится проектный термогазодинамический расчет ГТД СТ при $H_{\Pi} = 0$, $V_{\Pi} = 0$, а указанные 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.

Для крейсерского режима в условиях полета $H_{\Pi} = 0,5$ км; $V_{\Pi} = 250$ км/ч значения величин $\pi_{кнд}$, $\pi_{квд}$, а также π_c , T_{Γ}^* 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 $\bar{N}_{eкр} = N_{eкр} / N_{eвзл} = 0,7$, по рис. 6.4,б определяются величины

$$\bar{\pi}_{кнд} = 0,905; \bar{\pi}_{квд} = 0,945; \bar{T}_{\Gamma} = 0,9; \bar{G}_{впр} = 0,905; \bar{\pi}_c = 0,99; \bar{\eta}_{ст} = 1,009.$$

С помощью этих коэффициентов получаем:

$$\pi_{кндкр} = \pi_{кндp} \bar{\pi}_{кнд} = 4,04 \cdot 0,905 = 3,66;$$

$$\pi_{квдкр} = \pi_{квдр} \bar{\pi}_{квд} = 2,97 \cdot 0,945 = 2,81;$$

$$\pi_{к\sigmaкр} = \pi_{кнд} \pi_{квд} = 3,66 \cdot 2,81 = 10,28;$$

$$T_{\Gammaкр}^* = T_{\Gammaвзл}^* \bar{T}_{\Gamma} = 1305 \cdot 0,9 = 1173 \text{ К};$$

$$\pi_{скр} = \pi_{сp} \bar{\pi}_c = 1,05 \cdot 0,99 = 1,04;$$

$$\eta_{сткр}^* = \eta_{стp}^* \bar{\eta}_{ст} = 0,901 \cdot 1,009 = 0,909.$$

Величины КПД $\eta_{к в д}^*, \eta_{к н д}^*$ на крейсерском режиме оценивают по формуле $\eta_{к}^* = \eta_{к р}^* \bar{\eta}_{к}$, где значения $\bar{\eta}_{к}$ для осевого компрессора НД определяют по рис. 2.1 в зависимости от величин $\pi_{к р}$ и $\bar{G}_{в пр}$. Для центробежных компрессоров ВД допустимо принимать $\bar{\eta}_{к} \cong 1,0$. Таким образом, для режима крейсерского полета ($\bar{G}_{в пр} = 0,905$ при $\pi_{к н д р} = 4,04$) получим: $\bar{\eta}_{к н д} = 0,985$; $\bar{\eta}_{к в д}^* \approx 1,0$. Тогда $\eta_{к н д}^* = 0,81 \cdot 0,985 = 0,8$ и $\eta_{к в д}^* = 0,8$.

В табл. 6.1 в качестве примера приводятся результаты предварительной оценки исходных данных к термогазодинамическим расчетам в САУ вариантов проектируемого ГТД со свободной турбиной и однокаскадным компрессором ($\pi_{к р} = 10$) и двухкаскадным компрессором ($\pi_{к с р} = 12$) на взлетном ($H_{п} = 0, V_{п} = 0$) и крейсерском ($H_{п} = 0,5$ км, $V_{п} = 250$ км/ч) режимах.

Таблица 6.1
Оценка исходных данных к термодинамическим расчетам

Параметры	Значения параметров на заданных режимах			
	$H = 0, V = 0, N_e = 1240$ кВт		$H = 0,5; V = 250, N_e = 870$ кВт	
T_g^*, K	1305		1179	1173
$\pi_{к}$	10	12	8,55	9,77
$\pi_{к н д}$	10	404	8,55	3,555
$\eta_{к н д}^*$	0,79	0,81	0,798	0,8
$\pi_{к в д}$	—	2,79	—	2,747
$\eta_{к в д}^*$	—	0,8	—	0,8
$\eta_{т в д}^*$	0,874	0,87	0,874	0,87
$\eta_{т н д}^*$	—	0,88	—	0,88
$\eta_{ст}$	0,901	0,901	0,909	0,909
$\pi_{с}$	1,05	1,05	1,04	1,04
$\bar{G}_{в пр}$	1,0	1,0	0,9	0,88

6.4. ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЗАДАННЫХ РЕЖИМАХ

При составлении методики исходного проектного расчета ГТД СТ кроме формул главы 2 используются следующие уравнения мощного баланса:

$$N_{\text{ТК}} = N_{\text{к}} / \eta_{\text{ТК}} \quad (6.1)$$

или $N_{\text{ТВД}} = N_{\text{кВД}}$ и $N_{\text{кНД}} / \eta_{\text{ТНД}}$ - 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 термогазодинамических расчетов для однокаскадного варианта ГТД СТ с $\pi_{\text{к}} = 10$ 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 $G_{\text{в}} = 1$ кг/с, полетный крейсерский режим рассчитывается при фактическом расходе воздуха, который соответствует расчетным проектным размерам двигателя: $F_{\text{вх}}, A_{\text{т}}, F_{\text{с}}$ и др. (см. разд. 6.4.2).

Величины параметров крейсерского режима, полученные в начальном приближении, уточняют, пользуясь обычной методикой расчета высотно-скоростных характеристик ГТД СТ. При этом, используя обобщенные характеристики компрессора и свободной турбины и полагая для турбины компрессора (a у двухкаскадного турбокомпрессора - для турбин ВД и НД)

$A_{\text{т}} = \text{const}, \eta_{\text{т}}^* \cong \text{const}$, с помощью программы расчета характеристик ГТД на ЭВМ устраняют невязки по пропускным способностям турбин ($\delta A_{\text{ТК}}$ и $\delta A_{\text{СТ}}$) и по площади выходного сечения сопла ($\delta F_{\text{с}}$), сохраняя неизменной величину заданной мощности $N_{\text{е кр}}$.

Результаты термодинамических расчетов

Параметры	Номер формулы (рисунка, таблицы)	Результат		
		$H=0, V=0$	$H=0,5$ км	$V=250$ км/ч
		исходный расчет	начальное приближение	окончательный результат
1	2	3	4	5
Входное устройство				
V_{II} , м/с	(2.2)	0	69,4	69,4
T_H , К	САУ [11, 19]	288,16	284,9	284,9
p_H , кПА	САУ	101,33	95,46	95,46
T_H^* , К	(2.1)	288,10	287,3	287,3
p_H^* , кПА	(2.4)	101,33	98,31	98,31
$p_{ВХ}^*$, кПА	(2.3)	99,29	96,35	96,35
G_B , кг/с	(6.7)	1,0	5,026	5,049
Компрессор				
$\bar{G}_{в пр}$	рис. 6.4	1,0	0,9	0,905
π_K	рис. 6.4, (2.22)	10,0	8,55	8,561
$\eta_{ТТК}^*$	рис. 2.1	0,79	0,798	0,797
p_K^* , кПА	(2.8)	992,96	823,7	825,2
L_K^* , кДж/кг	(2.9)	340,4	305,6	306,3
T_K^* , К	(2.11)	620,6	586,7	587,4
N_K^* , кВт	(2.10)	340,4	1536	1546,5
Камера сгорания				
$\eta_{ТТК}$	выбирается	0,98	0,98	0,98
$\sigma_{КС}$	выбирается	0,95	0,95	0,95
q_m	(2.12) и рис. 2.3	0,0197	0,0166	0,0166
$G_{m ч}$, кг/ч	(2.14)	67,96	288,5	288,98

1	2	3	4	5
$p_{Г}^*$, кПА	(2.18)	943,3	782,5	783,9
$T_{Г}^*$, К	табл. 6.1 и (2.22)	1305	1179	1178
Турбина компрессора				
$G_{ГТК}$, кг/с	(2.16)	0,9789	4,905	4,928
$L_{ГТК}^*$, кДж/кг	(2.23)	353,05	317,93	318,7
$N_{ГТК}^*$, кВт	(3.2)	345,6	1559,4	1570,6
$\pi_{ГТК}$	(2.24)	3,47	3,47	3,486
$\eta_{ГТК}^*$	табл. 6.1	0,874	0,874	0,874
$p_{ГТК}^*$, кПА	(2.25)	271,81	225,5	224,9
$T_{ГТК}^*$, К	(2.27)	998,4	897,8	896,2
$A_{ГТК}$, м ²	(2.22)	$6,36 \cdot 10^{-4}$	$36,48 \cdot 10^{-4}$	$36,5 \cdot 10^{-4}$
Свободная турбина				
$G_{ГСТ}$, кг/с	(2.26)	1,0189	5,106	5,13
$L_{ГСТ}^*$, кДж/кг	(2.30)	216,4	173,7	173,05
$N_{ГСТ}^*$, кВт	(2.31)	220,5	886,9	883,6
$\pi_{ГСТ}$	(2.29)	2,555	2,272	2,267
$\eta_{ГСТ}^*$	табл. 6.1	0,901	0,909	0,9095
$p_{ГСТ}^*$, кПА	(2.28)	106,39	99,28	99,2
$T_{ГСТ}^*$, К	(2.27)	810,4	744,5	743,3
$A_{ГСТ}$, м ²	(2.22)	$20,07 \cdot 10^{-4}$	$114,99 \cdot 10^{-4}$	$115,18 \cdot 10^{-4}$
Выходное устройство				
$G_{ГСТ}$, кг/с	(2.26) табл.6.1 и (2.62)	1,0189	5,106	5,13
$\pi_{ГСТ}$		1,05	1,04	1,039
$C_{ГСТ}$, м/с	(2.64)	115,5	98,5	97,5

6.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ

6.5.1. Определение мощности и удельного расхода топлива ГТД СТ на расчетном (взлетном) режиме ($N_p = 0, V_p = 0$)

Эти параметры вертолетного ГТД определяются по результатам проектного термогазодинамического расчета рабочего процесса двигателя при $G_B = 1$ кг/с (см. табл. 6.2).

Удельная мощность на расчетном режиме

$$N_{e \text{ уд}} = L_{\text{СТ}}^* G_{\text{СТ}} \eta_{\text{Т СВ}} = 216,4 \cdot 1,0189 \cdot 0,98 = 216,07 \text{ кВт}\cdot\text{с}/\text{кг}. \quad (6.2)$$

Удельный расход топлива на расчетном режиме

$$C_e = \frac{G'_m}{N_{e \text{ уд}}} = \frac{67,96}{216,07} = 0,3145 \text{ кг}/\text{кВт}\cdot\text{ч} \text{ (0,231 кг}/\text{лс}\cdot\text{ч}), \quad (6.3)$$

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

$$\begin{aligned} v_{\text{охл } \Sigma} &= 1 - \left[(1 - v_{\text{охл CA}}) + (1 - v_{\text{охл РК}}) + (1 - v_{\text{УТ}}) \right] = \\ &= 1 - \left[(1 - 0,985) + 1 - 0,985 + (1 - 0,99) \right] = 0,96. \end{aligned}$$

6.5.2. Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя

Необходимый расход воздуха через двигатель на расчетном режиме

$$G_{B \text{ P}} = \frac{N_{e \text{ взл}}}{N_{e \text{ уд}}} = \frac{1240}{216,07} = 5,739 \text{ кг}/\text{с}, \quad (6.4)$$

где расчетную величину $N_{e \text{ взл}}$ берут из задания на проектирование ГТД.

Основываясь на найденной величине $G_{B \text{ P}}$ и на данных табл.6.2, определяют расчетные величины проходных сечений и расходов газов в основных элементах проектируемого ГТД:

$$F_{\text{ВХ}} = \frac{G_{\text{ВР}} \sqrt{T_{\text{ВХ}}^*}}{40,4 \rho_{\text{ВХ}}^* q(\lambda_{\text{В}})} = \frac{5,739 \sqrt{288,16}}{40,4 \cdot 101,33 \cdot 0,865} = 0,02751 \text{ м}^2,$$

где величина $q(\lambda_{\text{В}}) = 0,865$ принята на основе данных табл.2.1.

$$A_{\text{ТК}} = A'_{\text{ТК}} G_{\text{ВР}} = 6,36 \cdot 10^{-4} \cdot 5,739 = 36,5 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \quad (6.5)$$

$$A_{\text{СТ}} = A'_{\text{СТ}} G_{\text{ВР}} = 20,07 \cdot 10^{-4} \cdot 5,739 = 115,18 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2;$$

$$G_{\text{ГСВ}} = G'_{\text{ГСТ}} G_{\text{ВР}} = 0,9789 \cdot 5,739 = 5,618 \text{ кг/с};$$

$$G_{\text{ГСВ}} = G'_{\text{ГСТ}} G_{\text{ВР}} = 1,0189 \cdot 5,739 = 5,847 \text{ кг/с};$$

$$G_{\text{ТЧ}} = G'_{\text{ТЧ}} G_{\text{ВР}} = 67,96 \cdot 5,739 = 389 \text{ кг/ч},$$

где индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_{\text{В}} = 1 \text{ кг/с}$ (см. табл.6.2).

6.5.3. Определение мощности и удельного расхода топлива на других заданных режимах

Мощность ГТД СТ на режиме крейсерского полета ($H_{\text{П}} = 0,5 \text{ км}$, $V_{\text{П}} = 250 \text{ км/ч}$) вычисляется на основе данных табл.6.2 по уравнению (2.31):

$$N_{\text{екр}} = L_{\text{СТ}}^* G_{\text{ГСТ}}^* \eta_{\text{СТ}}^* = 173,05 \cdot 5,13 \cdot 0,98 = 870 \text{ кВт}. \quad (6.6)$$

При расчете по уравнению (6.6) заданной величины крейсерской мощности при выбранном значении температуры $T_{\text{Гкр}}^*$ расход воздуха в уравнении (2.26 а) для $G_{\text{ГСТ}}$ определяется по уравнению

$$G_{\text{Вкр}} = G_{\text{ВР}} \frac{P_{\text{Н}}^*}{101,33} \sqrt{\frac{288,16}{T_{\text{Н}}^*} \bar{G}_{\text{Впр}}}, \quad (6.7)$$

где величина $G_{\text{ВР}}$ вычисляется по формуле (6.4), а значения $\bar{G}_{\text{Впр}}$ 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 $T_{г\text{кр}}^*$, $\bar{G}_{\text{впр}}$ и др. параметров рабочего процесса ГТД СТ с помощью ЭВМ.

Удельный расход топлива

$$C_{e\text{кр}} = \frac{G_{m\text{ч}}}{N_{e\text{кр}}} = \frac{288,98}{870} = 0,332 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч} (0,244 \text{ кг/л.с} \cdot \text{ч}). \quad (6.8)$$

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 [10]:

$$M_{\text{дв}} = B G_{\text{ввзл}}^{m_1} (\pi_{\text{квзл}}^{0,286} - 1)^{m_2} k_{T_r} k_c k_{\text{рес}}, \quad (6.9)$$

где коэффициент k_{T_r} вычисляется по формуле (3.13), коэффициент совершенствования массы k_c определяется по рис. 3.5, а коэффициент $k_{\text{рес}}$ 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.

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): $\pi_{\text{квзл}} = 10$;

$G_{\text{ввзл}} = 5,739 \text{ кг/с}$; $T_{г\text{макс}}^* = 1370 \text{ К}$. По ним в соответствии с табл. 6.3 определяются коэффициенты к формуле (6.9) для расчета массы вертолетного ГТД (в данном случае – с редуктором): $B = 56,3$; $m_1 = 0,831$; $m_2 = 0,206$.

Таблица 6.3

Значения коэффициентов B , m_1 , m_2 [10]

Тип ГТД	B	m_1	m_2
ГТД СТ с редуктором	56,3	0,831	0,206
ГТД СТ без редуктора	36,9	0,888	0,541

Затем вычисляется масса двигателя:

$$M_{\text{дв}} = 56,3 \cdot 0,831(10^{0,286} - 1)^{0,206} 1,034 \cdot 0,92 = 56,3 \cdot 4,276 \cdot 0,9856 \cdot 1,034 \cdot 0,92 = 225,71 \text{ кг,}$$

где принято $k_{\text{рес}} = 1,0$, величина $k_{T_T} = \left[1 + 2 \cdot 10^{-4} (1370 - 1200) \right] = 1,034$

[см. формулу (3.13)], а величина $k_C = 0,92$ определена по рис. 3.5 (в при-
мере принято $\Gamma_{\text{нс}} = 2008 \text{ г.}$).

Удельная масса двигателя

Для проектируемого ГТД $\gamma_{\text{дв}} = 225,71/1240 = 0,182 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$
(0,134 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:

$$n_{\text{дв}} = 2; \quad M_{\text{дв}} = 254,4 \text{ кг}; \quad \gamma_{\text{дв}} = 0,205 \text{ кг/кВт}; \quad \tau = 6000 \text{ ч};$$

$$N_{\text{екр}} = 870 \text{ кВт};$$

$$C_{\text{екр}} = 0,332 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч (при } V_{\text{п}} = 250 \text{ км/ч, } H_{\text{п}} = 0,5 \text{ км); } L_{\text{п}} = 400.$$

6.6.1 Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки $M_{\text{су}} = M_{\text{дв}} K_{\text{су}} n_{\text{дв}} = 254,4 \cdot 1,916 \cdot 2 = 865 \text{ кг,}$

где величина $K_{\text{су}} = 1,7$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

Необходимое количество топлива на ЛА

$$M_{\text{т ЛА}} = n_{\text{дв}} \bar{G}_{\text{топ}} C_{\text{екр}} N_{\text{екр}} \left(\frac{L_{\text{п}}}{V_{\text{т}}} + t_{\text{нз}} \right) =$$

$$= 2 \cdot 1,03 \cdot 0,332 \cdot 870 \left(\frac{400}{225} + 0,5 \right) = 1355 \text{ кг,}$$

где $t_{\text{НЗ}} = 0,5$ ч принимается по рекомендациям к формуле (1.20);

$$V_T = \bar{V}_T V_{\text{кр}} = 0,9 \cdot 250 = 225 \text{ км/ч},$$

а величины $\bar{V}_T = 0,9$ и $\bar{G}_{\text{мон}} = 1,03$ определяются в зависимости от $L_{\text{П}}$ по рис. 1.5.

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{\text{СУ+т}} = M_{\text{СУ}} + \bar{M}_{\text{тс}} M_{\text{т.ла}} = 865 + 1,07 \cdot 1355 = 2315 \text{ кг},$$

где величина $\bar{M}_{\text{тс}} = 1,07$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

6.6.2. Расчет взлетной массы вертолета

Взлетная масса вертолета

$$M_0 = \frac{M_{\text{СУ+т}}}{1 - \bar{M}_{\text{пл}}^* - \bar{M}_{\text{кн}}} = \frac{2315}{1 - 0,42 - 0,31} = 8574 \text{ кг},$$

где принимаем $\bar{M}_{\text{пл}}^* = 0,42$ и $\bar{M}_{\text{кн}} = 0,31$ по рекомендациям к формуле (1.17). Проверяется величина полученной стартовой энерговооруженности ЛА:

$$\mu_{\text{взл}} = \frac{n_{\text{дв}} N_{e \text{ вzl}}}{M_0} = \frac{2 \cdot 1240}{8574} = 0,289 \text{ кВт/кг}.$$

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

$$C_{\text{т км}} = \frac{M_{\text{тл}}}{M_{\text{кн}} L_{\text{П}} \cdot 10^{-3}} = \frac{\bar{G}_{\text{мон}} C_{e \text{ кр}} N_{e \text{ кр}} n_{\text{дв}}}{M_{\text{кн}} V_T \cdot 10^{-3}} = \frac{1,03 \cdot 0,332 \cdot 870 \cdot 2}{2658 \cdot 225 \cdot 10^{-3}} = 0,995 \text{ кг/т·км},$$

где $M_{\text{кн}} = M_0 \bar{M}_{\text{кн}} = 8574 \cdot 0,31 = 2658$ кг, а величина $M_{\text{тл}}$ соответствует расходу топлива ЛА при полете на расчетную дальность $L_{\text{П}}$ (т.е. при $M_{\text{тл}} = M_{\text{т.ла}} - M_{\text{т.нз}}$).

Проверяется соответствие полученной топливной экономичности ЛА заданию (см. разд. 6.1). В данном примере полученная величина $C_{Т-КМ}$ удовлетворяет заданному ограничению: $C_{Т-КМ} \leq 1,0$ кг/ткм. При невыполнении заданного ограничения выбирают другие значения $\bar{M}_{ПЛ}^*$ или $\bar{M}_{КН}$ либо другой вариант параметров рабочего процесса ГТД СТ.

6.6.4. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя

Затраты на опытно-конструкторские работы

$$S_{ОКР} = a_0 \cdot G_{В\text{ ВЗЛ}}^{a_1} \left(\frac{T_{Г}^*}{1000} \right)^{a_2} K_{КТ}^{a_3} \text{ млн. руб.}$$

В примере принято $a_0 = 230$, $a_1 = 0,6$, $a_2 = 0,72$, $a_3 = -0,65$ (см. табл. 1.3), $K_{КТ} = 50$ (см. табл. 1.4).

$$\begin{aligned} S_{ОКР} &= 230 \cdot 5,739^{0,6} \left(\frac{1370}{1000} \right)^{0,72} 50^{-0,65} = \\ &= 230 \cdot 2,853 \cdot 1,254 \cdot 0,079 = 64,71 \text{ млн.руб.} \end{aligned}$$

Затраты на подготовку серийного производства

$$S_{ПШ} = 0,2 S_{ОКР} = 0,2 \cdot 64,71 = 12,94 \text{ млн. руб.}$$

Цена двигателя при серийном освоенном производстве

$$\Pi_{ДВ} = a_0 \cdot G_{В\text{ ВЗЛ}}^{a_1} \pi_{К\text{ ВЗЛ}}^{a_2} \text{ млн. руб.}$$

В примере принято $a_0 = 0,52$, $a_1 = 0,79$, $a_2 = 0,44$ (см. табл. 1.5).

$$\Pi_{ДВ} = 0,52 \cdot 5,739^{0,79} \cdot 10^{0,44} = 0,52 \cdot 3,976 \cdot 2,754 = 5,62 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на производство

$$\begin{aligned} S_{Пр} &= 3,29 \Pi_{ДВ} \cdot z_{ДВ}^{0,82} = 3,29 \cdot 5,62 \cdot 5\,000^{0,82} = \\ &= 3,29 \cdot 5,62 \cdot 1079,3 = 19\,956 \text{ млн.руб.} \end{aligned}$$

Затраты на ремонт парка двигателей

Определяется средняя наработка на досрочный съем двигателя с ЛА

$$T_{\text{дсд}} = 1,5 \tau_{\text{М}} = 1,5 \cdot 3\,000 = 4\,500.$$

В примере принято $\tau_{\text{М}} = 4\,000$, $\tau_{\text{наз}} = 3 \tau_{\text{М}} = 12\,000$ ч.

Средняя наработка на съем двигателя по всем (конструктивно-производственным и эксплуатационным) причинам (с учетом плановых съемов по выработке межремонтного ресурса $\tau_{\text{М}}$)

$$T_{\text{СМ}} = T_{\text{дсд}} \left(1 - e^{-\frac{\tau_{\text{М}}}{T_{\text{дсд}}}} \right) = 4\,500 \left(1 - e^{-\frac{4\,000}{4\,500}} \right) = 2650 \text{ ч.}$$

Затраты на ремонт

$$S_{\text{рем}} = 0,35 S_{\text{пр}} \frac{\tau_{\text{наз}}}{(1+K_{\text{об}}) T_{\text{СМ}}} = 0,35 \cdot 19\,956 \frac{9\,000}{(1+0,1) 2650} = 21\,543,2 \text{ млн.руб.},$$

где $K_{\text{об}} = 0,1$ принято по рекомендациям к формуле (1.3).

Затраты на техническое обслуживание

$$S_{\text{то}} = 0,01 S_{\text{рем}} = 0,01 \cdot 21\,543,2 = 215,43 \text{ млн. руб.}$$

Затраты на топливо и ГСМ

$$S_{\text{ГСМ}} = G_{\text{т}}^{\text{ср}} \Pi_{\text{т}} \frac{z_{\text{дв}} \tau_{\text{наз}}}{(1+K_{\text{об}})} 10^{-6} = \bar{G}_{\text{топ}} C_{\text{екр}} N_{\text{екр}} \Pi_{\text{т}} \frac{z_{\text{дв}} \tau_{\text{наз}}}{(1+K_{\text{об}})} 10^{-6} = 1,03 \cdot 0,332 \cdot 870 \cdot 14 \frac{5\,000 \cdot 9\,000}{1+0,1} 10^{-6} = 170\,389 \text{ млн.руб.}$$

Суммарные расходы на эксплуатацию

$$S_{\text{экс}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{то}} + S_{\text{ГСМ}} = 21\,543,2 + 215,43 + 170\,389 = 192\,147,6 \text{ млн.руб.}$$

Стоимость жизненного цикла, требуемого для эксплуатации количества двигателей

$$S_{\text{ждв}} = S_{\text{окр}} + S_{\text{пп}} + S_{\text{пр}} + S_{\text{экс}} = 64,74 + 12,94 + 19\,956 + 192\,147,6 = 212\,181,3 \text{ млн.руб.}$$

Удельная величина стоимости жизненного цикла двигателя

$$S_{\text{ж д в}}^{\text{уд}} = \frac{S_{\text{ж д в}}}{z_{\text{д в}}} = \frac{212\,181,3}{5\,000} = 42,44 \text{ млн. руб.}$$

Распределение затрат по отдельным стадиям жизненного цикла:

⇨ доля затрат на ОКР

$$K_1 = \frac{S_{\text{окр}}}{S_{\text{ж д в}}} = \frac{64,71}{212\,181,3} = 0,0003 (0,03\%);$$

⇨ доля затрат на подготовку серийного производства

$$K_2 = \frac{S_{\text{пп}}}{S_{\text{ж д в}}} = \frac{12,94}{212\,181,3} = 0,00006 (0,006\%);$$

⇨ доля затрат на производство

$$K_3 = \frac{S_{\text{пр}}}{S_{\text{ж д в}}} = \frac{19\,956}{212\,181,3} = 0,094 (9,4\%);$$

⇨ доля затрат на эксплуатацию

$$K_4 = \frac{S_{\text{экс}}}{S_{\text{ж д в}}} = \frac{192\,147,6}{212\,181,3} = 0,9056 (90,56\%).$$

* * *

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

Глава 7. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ ТРД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ДПЛА (ВОЗДУШНЫЕ МИШЕНИ)

7.1. ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В качестве примера приведем следующий вариант задания на проектирование ТРД, типичный для дипломного проектирования.

Заданные режимы работы двигателя:

$$P_{\text{дв взл}} = 2,94 \text{ кН (300 кгс) при } H_{\text{п}} = 0, M_{\text{п}} = 0, \text{ САУ};$$

$$P_{\text{дв кр}} = 0,882 \text{ кН в условиях полета } H_{\text{п}} = 2 \text{ км, } M_{\text{п}} = 0,6, \text{ САУ};$$

Заданный прототип двигателя – J402-СА-400.

Заданный прототип ЛА – ДПЛА АВС-400.

Расчетная дальность полета – $L_{\text{п}} = 500$ км.

Ограничения:

Максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{г max}}^* \leq 1280 \text{ К}$,
удельный расход топлива $C_{\text{уд кр}} \leq 140 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч}$ ($1,37 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$) при
 $M_{\text{дв}} < 55 \text{ кг}$.

Назначенный ресурс 60 ч.

При постановке задачи при курсовом проектировании типичный вариант задания может быть сформулирован следующим образом.

*Заданный режим работы двигателя – $P_{\text{дв}} = 2,94 \text{ кН}$ при $H_{\text{п}} = 0$,
 $M_{\text{п}} = 0$, САУ.*

Заданный прототип двигателя – J402-СА-400.

Ограничения:

Максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{г max}}^* < 1280 \text{ К}$,
удельный расход топлива на взлетном режиме $C_{\text{уд}} \leq 105 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч}$
($1,03 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$). Назначенный ресурс $\tau = 60 \text{ ч}$.

7.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ЗНАЧЕНИЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРД

Конструктивную схему проектируемого ТРД принимаем по прототипу – осецентрибежный компрессор с кольцевой камерой сгорания и одноступенчатой осевой турбиной (рис.7.1.). В качестве расчетного режима для ТРД, предназначенного для дозвукового ЛА, принимается взлетный режим.

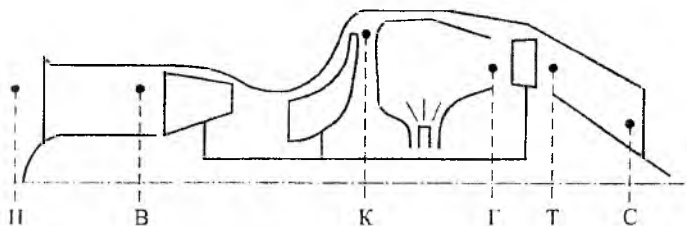


Рис. 7.1. Схема проточной части ТРД – прототипа

Предварительный выбор рациональных значений параметров рабочего процесса ТРД производится на основе типовых статистических зависимостей, приведенных на рис.7.2. Учет влияния на выбранные значения параметров расчетной дальности полета осуществляется с помощью зависимости, приведенной на рис.7.3. В качестве максимальной температуры газа перед турбиной двигателя принимается температура взлетного режима. По значению $T_{Г\text{взл}}^* = 1280 \text{ К}$ и по зависимостям на рис.7.2 можно выбрать в качестве расчетных следующие варианты рациональных значений степени повышения давления $\pi_{К\text{взл}}^*$ в условиях взлета при $H_{\text{П}} = 0, \dot{M}_{\text{П}} = 0$.

I вариант	II вариант	III вариант
7	4,62	9,48

Основываясь на схеме проточной части прототипа (рис.7.1), выбранных значениях основных параметров рабочего процесса ($T_{Г\text{max}}^*, \pi_{К\text{взл}}^*$), анализе данных по двигателям подобного назначения и на рекомендациях главы 2, выбираем, например, для I варианта ($\pi_{К\text{взл}}^* = 7$) следующие коэффициенты эффективностей:

$$\sigma_{\text{вх}} = 0,98;$$

$$\phi_{\text{с}} = 0,98;$$

$$\sigma_{\text{кс}} = 0,945;$$

$$\eta_{\text{Т пол}}^* = 0,9;$$

$$\eta_{\text{Г}} = 0,98;$$

$$\Delta\eta_{\text{охл са}} = 0,99;$$

$$\eta_{\text{М}}^* = 0,99;$$

$$\Delta\eta_{\text{УТ}} = 0,99.$$

$$\eta_{\text{К}}^* = 0,78;$$

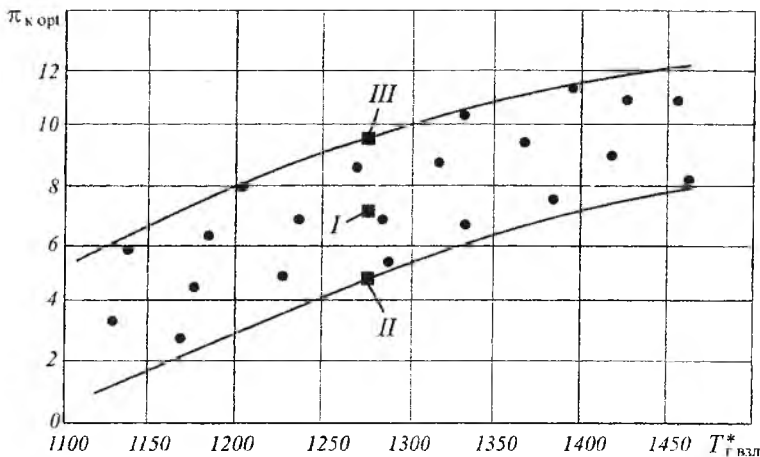


Рис.7.2. Типовая зависимость от температуры $T_{Гвзл}^*$ по критерию M_0 рациональных значений $\pi_{к}^*$ ТРД тягой от 0,98 до 5,9 кН (100-600 кгс) на взлетном режиме ($H=0, M=0, CAУ$)

Учитывая, что для осецентробежных компрессоров малоразмерных ТРД с ($P_{взл} < 2$ кН, $G_{в пр} < 3$ кг/с) $\eta_{к}^* = 0,76..0,77$, а для ТРД с ($P_{взл} > 2$ кН, $G_{в пр} > 3$ кг/с) $\eta_{к}^* = 0,77..0,8$, принимаем величину $\eta_{к}^* = 0,78$.

Выбранные значения КПД соответствуют трансзвуковой осевой и центробежной ступеням осецентробежного компрессора и сильно нагруженной осевой ступени турбины (см. табл. 2.1 и 2.2).

Для принятых значений КПД одноступенчатой неохлаждаемой турбины $\eta_{т пол}^* = 0,9$ и расхода охлаждающего воздуха на СА этой турбины $G_{охл т} = 0,01$ получим по рис.2.5 уточняющую поправку $\Delta\eta_{охл} = 0,009$. Оценим величину A_t для проектируемого ТРД. Для этого при $T_{Гр}^* = 1280$ К $\pi_{Гр}^* = 7$ определим по типовым зависимостям [10, с.46] величину $P'_{уд} \approx 80$ кгс с/кг = 0,785 кН с/кг. Тогда

$$G_{в} = P_{дв зад} / P'_{уд} = 2,94 / 0,785 = 3,745 \text{ кг/с};$$

$$A_T = \frac{G_B \sqrt{R_\Gamma \cdot 10^3 \cdot T_\Gamma^*}}{P_H^* \cdot 10^3 \sigma_{ВХ} \sigma_{КС} \pi_{К ВЗЛ}} = \frac{3,745 \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1280}}{101,33 \cdot 10^3 \cdot 0,99 \cdot 0,945 \cdot 7} = 0,0034 \text{ м}^2.$$

По рис.2.7 находим, что величине $A_T = 0,0034 \text{ м}^2$ соответствует $\Delta \eta_{T.A} = 0,031$, тогда в соответствии с (2.21) получим

$$\eta_T^* = \eta_{T \text{ пол}}^* - \eta_{СТ T}^* - \Delta \eta_{T.A} = 0,9 - 0,009 - 0,031 = 0,86.$$

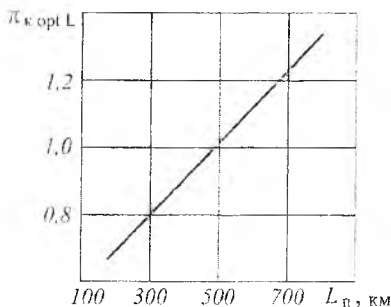


Рис.7.3. Влияние расчетной дальности полета на величину $\pi_{к \text{ opt}}$ ТРД;

$$\pi_{к l} = \pi_{к \text{ opt}} \bar{\pi}_{к \text{ opt } l}.$$

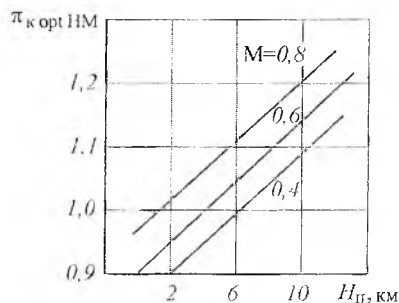


Рис.7.4. Влияние расчетной высоты и скорости полета на величину $\pi_{к l}$ ТРД;

$$\pi_{к p} = \pi_{к l} \bar{\pi}_{к \text{ opt } НМ}$$

7.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ НА КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ

Для условий крейсерского полета значения $\pi_{к \text{ вЗЛ}}^*$, T_Γ^* , G_B пр, η_K^* оцениваются в первом приближении с помощью типовых расчетных закономерностей для ВСХ ТРД, приведенных на рис.7.5. Основываясь на величине $\bar{P} = P_{дв \text{ кр}} / P_{дв \text{ вЗЛ}} = 0,882/2,94 = 0,3$, определим величины коэффициентов:

$$\bar{T}_\Gamma^* = 0,705; \quad \bar{\eta}_K = 1,013;$$

$$\bar{G}_B \text{ пр} = 0,757; \quad \bar{\pi}_K = 0,647.$$

С помощью этих коэффициентов получаем:

$$T_{\Gamma \text{ кр}}^* = T_{\Gamma \text{ взл}}^* \bar{T}_{\Gamma}^* = 1280 \cdot 0,705 = 902,4 \text{ К};$$

$$\eta_{\text{к кр}}^* = \eta_{\text{к р}}^* \bar{\eta}_{\text{к}} = 0,78 / 0,1013 = 0,77;$$

$$\pi_{\text{к кр}}^* = \pi_{\text{к р}}^* \bar{\pi}_{\text{к}} = 7 \cdot 0,647 = 4,529.$$

Полученные значения необходимо поправить по дальности, скорости и высоте полета с помощью вспомогательных зависимостей, приведенных на рис.7.3 и 7.4.

При $L_{\Pi} = 500 \text{ км}$ $\bar{\pi}_{\text{к кр}} L = 1,0$ (см. рис.7.3).

Отсюда $\pi_{\text{к кр}}^* = 4,529 \cdot 1,0 = 4,529$.

При $H_{\Pi} = 2 \text{ км}$ и $M_{\Pi} = 0,6$ $\bar{\pi}_{\text{к кр нм}} = 0,946$ (см.рис.7.4).

Отсюда $\pi_{\text{к кр}} = 4,529 \cdot 0,946 = 4,285$.

В табл. 7.1 приведены результаты предварительной оценки исходных данных к термодинамическому расчету параметров проектируемого ТРД в условиях взлетного и крейсерского режимов.

Таблица 7.1

Исходные данные к расчету ТРД

Параметры	Величины параметров на заданных режимах	
	$H_{\Pi} = 0, M_{\Pi} = 0,$ $P_{\text{дв}} = 2,94 \text{ кН}$	$H_{\Pi} = 2 \text{ км}, M_{\Pi} = 0,6,$ $P_{\text{дв}} = 0,882 \text{ кН}$
$T_{\Gamma}^*, \text{ К}$	1280	902,4
$\pi_{\text{к}}^*$	7	4,285
$\bar{G}_{\text{в пр}}$	1,0	0,795
$\eta_{\text{к}}^*$	0,78	0,77
$\eta_{\text{т}}^*$	0,86	0,86

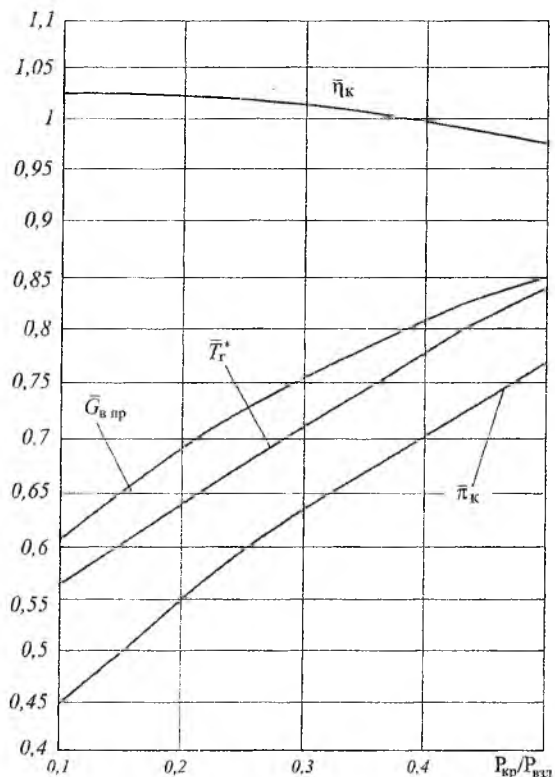


Рис. 7.5. Взаимосвязь между параметрами ТРД на взлетном и крейсерском режимах ($H_n = 2$ км, $M_n = 0,6$)

7.4. ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРД НА ЗАДАННЫХ РЕЖИМАХ

В методиках термогазодинамических расчетов ТРД кроме формул главы 2 используется следующее уравнение мощностного баланса:

$$N_T = N_K / \eta_M \quad (7.1)$$

Подставляя выражение (7.1) в уравнение (2.23) для L_T , находят по (2.24) величину π_T^* , что позволяет с помощью формул (2.25) и (2.51) определить величину π_c , а по ней рассчитать скорость на выходе сопла.

В табл.7.2 в качестве примера приводятся основные результаты исходного проектного термогазодинамического расчета для выбранного варианта (1) параметров ТРД на взлетном режиме и расчета данных этого двигателя в условиях крейсерского полета.

В отличие от исходного проектного расчета, который производился на взлетном режиме при $G_B = 1$ кг/с, в условиях крейсерского полета расчет выполняется при фактическом расходе воздуха, который соответствует расчетным проектным размерам двигателя: $D_{ВХ}, A_T, F_c$ (см. раздел 7.4.2). Величины параметров в условиях крейсерского полета, полученные в начальном приближении, уточняют с помощью обычной программы расчета ВСХ ТРД, используя при этом обобщенные характеристики для компрессора и турбины и полагая $A_T = \text{const}, \eta_T = \text{const}$.

Таблица 7.2

Результаты термогазодинамических расчетов ТРД

Параметры	Номер формулы (рис., таблицы)	Результаты расчетов		
		$H = 0, M = 0$	$H = 2 \text{ км}, M = 0,6$	
		Исходный расчет	Начальное приближение	Окончательный расчет
1	2	3	4	5
Входное устройство				
$V_{цв}$, м/с	(2.2)	0	200	200
$T_{цв}$, К	САУ [11, 19]	288,16	275,1	275,1
$p_{цв}$, кПа	САУ	101,3	79,5	79,5
$T_{вх}^*$, К	(2.1)	288,16	295	295
$p_{вх}^*$, кПа	(2.4)	101,3	101,4	101,4
$p_{вх}^* \sigma_{вх}$, кПа	(2.3)	99,27	99,4	99,4
G_B , кг/с	(7.2)	1,0	3,13	2,938
Компрессор				
π_k^*	Табл.7.1	7	4,285	4,12
η_k^*	Табл.7.1	0,78	0,77	0,771
p_k^* , кПа	(2.8)	695,09	425,96	409,14
L_k , кДж/кг	(2.9)	275,63	198,29	191,43
T_k^* , К	(2.11)	558,66	490,58	483,91
N_k , кВт	(2.10)	275,63	620,54	562,27

1	2	3	4	5
Камера сгорания				
η_{Γ}		0,98	0,98	0,98
$\sigma_{\text{КС}}$		0,945	0,945	0,945
q_m	(2.12) проверка по рис.2.3	0,0205	0,011	0,01163
G_m , кг/с	(2.14)	1,0205	3,16	2,981
p_{Γ}^* , кПа	(2.18)	656,86	402,54	386,63
T_{Γ}^* , К	Табл.7.1	1280	902,4	921,98
Турбина				
N_{τ} , кВт	(7.1)	278,41	626,81	567,94
G_{τ} , кг/с	(2.16)	1,0205	3,16	2,981
L_{τ} , кДж/кг	(2.23)	272,81	198,13	191,14
π_{τ}^*	(2.24)	2,62	2,74	2,57
η_{τ}^*	Табл.7.1	0,86	0,86	0,86
p_{τ}^* , кПа	(2.25)	250,32	146,84	137,71
A_{τ} , м ²	(2.22)	0,0022	0,009	0,009
T_{τ}^*		1054,9	725,48	752,34
Сопло				
$G_{\Gamma\text{С}}$, кг/с	(2.26)	1,0205	3,16	2,9714
$\pi_{\text{С}}^*$	(2.51)	2,47	1,85	1,847
$\varphi_{\text{С}}$	задается	0,98	0,98	0,98
$C_{\text{С}}$, м/с	(2.55)	580,02		

1	2	3	4	5
$C_c, \text{м/с}$	(2.52)		489,57	498,29
$\mu F_c, \text{м}^2$	(2.54)	0,00345		
$\mu F_c, \text{м}^2$	(2.53)		0,015	0,01437
$p_c - p_n, \text{кПа}$	(2.56)	34,48	0	0

7.5. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ

7.5.1. Определение тяги и удельного расхода топлива ТРД на расчетном режиме ($H=0$ км, $M=0$)

Эти параметры ТРД определяются по результатам проектного термодинамического расчета рабочего процесса двигателя при $G_B = 1$ кг/с (табл.7.2.).

Удельная тяга на расчетном режиме в случае полного расширения газа в реактивном сопле определяется по формуле

$$P_{уд} = (G'_{Тс} C_c - G_B V_{П}) \cdot 10^{-3}. \quad (7.2)$$

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

$$P_{уд} = (G'_{Тс} C_c - G_B V_{П}) 10^{-3} + F'_c (p_c - p_n). \quad (7.3)$$

В формулах (7.2) и (7.3) индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_B = 1$ кг/с, для рассматриваемого примера в полетных условиях реализуется неполное расширение газа в суживающемся сопле ($\pi_{ср} < \pi_{ср}$). В этом случае по формуле (7.3) получаем

$$P_{уд\text{взл}} = (1,0205 \cdot 587,02 - 0) \cdot 10^{-3} + 0,00345 \cdot 34,48 = 0,716 \text{ кН} \cdot \text{с/кг}.$$

Удельный расход топлива на расчетном режиме

$$C_{уд\text{взл}} = G'_{тч} / P_{уд\text{взл}} = 73,97 / 0,716 = 103,31 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}.$$

7.5.2 Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя

Необходимый расход воздуха через двигатель на расчетном режиме

$$G_B = P_{\text{дв взл}} / P_{\text{уд взл}} = 2,94 / 0,716 = 4,11 \text{ кг/с}, \quad (7.4)$$

где расчетную величину $P_{\text{дв взл}}$ берут из задания на проектирование двигателя.

Основываясь на найденной величине G_B и данных табл.7.2, определяют расчетные величины проходных сечений и расход в основных элементах проектируемого ТРД:

$$F_{\text{вх}} = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{40,4 P_B q(\lambda_B)} = \frac{4,11 \sqrt{288,16}}{40,4 \cdot 87,3 \cdot 0,875} = 0,023 \text{ м}^2,$$

где величина $q(\lambda_B) = 0,875$ принята на основании данных табл.2.1.

$$A_T = A'_T \quad G_B = 0,0022 \cdot 4,11 = 0,009 \text{ м}^2;$$

$$F_C = F'_C \quad G_B = 0,00345 \cdot 4,11 = 0,014 \text{ м}^2;$$

$$G_T = G'_T \quad G_B = 1,0205 \cdot 4,11 = 4,19 \text{ кг/с}; \quad (7.5)$$

$$G_{Tc} = G'_{Tc} \quad G_B = 1,0205 \cdot 4,11 = 4,19 \text{ кг/с};$$

$$G_m = G'_m \quad G_B = 73,97 \cdot 4,11 = 304 \text{ кг/ч}.$$

Здесь индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_B = 1 \text{ кг/с}$ (см. табл.7.2).

Габаритный диаметр двигателя

$$D_{\text{дв}} = \bar{D} D_{\text{ик}} = \bar{D} \left(4F_{\text{вх}} / \pi (1 - d_{\text{ик}}^2) \right)^{0,5},$$

где $\bar{D} = D_{\text{дв}} / D_{\text{ик}} = 1,03 \dots 1,15$, $d_{\text{ик}} = 0,3 \dots 0,5$.

В рассматриваемом примере получаем:

$$D_{\text{дв}} = 1,1 \cdot \left(4 \cdot 0,023 / \pi (1 - 0,4^2) \right)^{0,5} = 0,205 \text{ м}.$$

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

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

Тяга ТРД в условиях крейсерского полета (при $M = 0,6$, $H = 2$ км) в случае полного расширения в выходном сопле вычисляется с использованием данных следующим образом:

$$P_{уд\ кр} = (G'_{тс} C_c - G_B V_{п}) 10^{-3} = (1,012 \cdot 498,29 - 1 \cdot 200) 10^{-3} = 0,3 \text{ кН} \quad (7.6)$$

Величину $P_{уд\ кр}$ определяют по уравнению (7.6) при выбранном в начальном приближении значении $T_{Г\ кр}^*$, $G_{в\ пр}$, $\pi_{к\ кр}^*$ и других параметров рабочего процесса ТРД с помощью программы расчета ВСХ. При неполном расширении газа в суживающемся реактивном сопле для расчета тяги взлетного режима пользуются формулой, аналогичной (7.4).

Удельный расход топлива в условиях крейсерского полета

$$C_{уд} = G_{тч} / P_{дв\ кр} = 123,01 / 0,882 = 139,47 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч.}$$

7.5.4. Расчет проектной величины массы двигателя

Массу проектируемого ТРД определяют по параметрической формуле [10]

$$M_{дв} = BG_{в\ взл}^{m_1} (\pi_{к\ взл}^{0,286} - 1)^{m_2} k_{ТГ} k_c k_{рес.} \quad (7.7)$$

Статические коэффициенты B , m_1 , m_2 берутся из табл.7.3

Таблица 7.3

Значения коэффициентов B , m_1 , m_2 .

Тип ГТД	$\pi_{к\ \Sigma\ взл}^*$	$G_{в\ взл} < 5 \text{ кг/с}$			$G_{в\ взл} > 5 \text{ кг/с}$		
		B	m_1	m_2	B	m_1	m_2
Малоразмерный ТРД	>5	20,9	0,8	0,5	15,2	1,0	0,5
	<5	16	0,8	0	11,6	1,0	0

Остальные коэффициенты в формуле массы ТРД (7.11) определяются следующим образом:

k_c – коэффициент совершенствования массы по годам (рис.3.5);

$k_{\text{рес}}$ – коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от величины назначенного ресурса и особенностей применения; 1,0...1,07 для ТРД гражданского назначения в зависимости от величины ресурса τ ;

$k_{\text{рес}} = 1,0$ для ТРД военного назначения;

0,9 для краткоресурсных ТРД;

$k_{T_{\Gamma}}$ – коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя за счет системы охлаждения турбины:

$$k_{T_{\Gamma}} = 1 + 2 (T_{\Gamma \text{ max}}^* - 1200) 10^{-4}. \quad (7.8)$$

Из расчета взлетного режима для проектируемого ТРД известны следующие величины параметров в САУ, необходимые для расчета его массы:

$$\pi_{\text{к взл}}^* = 7, \quad T_{\Gamma \text{ max}}^* = T_{\Gamma \text{ взл}}^* = 1280 \text{ К}, \quad G_{\text{Взл}} = 4,11 \text{ кг/с.}$$

В соответствии с табл.7.3 определяются коэффициенты к формуле массы (7.7): $B = 20,9$, $m_1 = 0,8$; $m_2 = 0,5$.

Величина $k_{T_{\Gamma}} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (1280 - 1200) 0,9 = 1,014$. По рис.3.5 для 2007 г. величина $k_{\text{с}} = 0,98$. Величина $k_{\text{рес}} = 1$. Тогда расчетная масса проектируемого ТРД

$$M_{\text{дв}} = 20,9 \cdot 4,11^{0,8} (7^{0,281} - 1)^{0,5} 0,98 \cdot 1 \cdot 1,014 = 54,88 \text{ кг.}$$

Удельная масса двигателя вычисляется по формуле:

$$\rho_{\text{дв}} = M_{\text{дв}} / P_{\text{дв}} = 54,88 / 2,94 = 18,67 \text{ кг/кН.}$$

7.6. Оценка эффективности вариантов проектируемого ТРД для ДПЛА. ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА

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

$$n_{\text{дв}} = 1; \quad M_{\text{дв}} = 54,88 \text{ кг}; \quad \rho_{\text{дв}} = 18,67 \text{ кг/кН};$$

$$\tau = 60 \text{ ч}; \quad P_{\text{дв кр}} = 0,882 \text{ кН};$$

$$C_{\text{уд кр}} = 139,47 \text{ (при } H_{\text{п}} = 2 \text{ км, } M = 0,6); \quad L_{\text{п}} = 500 \text{ км.}$$

7.6.1. Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки

$$M_{\text{СУ}} = M_{\text{ДВ}} K_{\text{СУ}} n_{\text{ДВ}} = 54,88 \cdot 1,5 \cdot 1 = 82,32 \text{ кг.}$$

Необходимое количество топлива на ЛА

$$M_{\text{т ЛА}} = n_{\text{ДВ}} \bar{G}_{\text{топ}} C_{\text{ул кр}} P_{\text{ДВ кр}} \left(\frac{L_{\text{П}}}{V_{\text{T}}} + t_{\text{НЗ}} \right) = \\ = 1 \cdot 1,25 \cdot 139,47 \cdot 0,882 \left(\frac{500}{502,94} + 0,2 \right) = 183,62 \text{ кг,}$$

где по рекомендации к формуле (1.20) $t_{\text{НЗ}} = 0,2$, а величины $\bar{V}_{\text{T}} = 0,7$ и $\bar{G}_{\text{топ}} = 1,25$ определяются в зависимости от $L_{\text{П}}$ по рис. 1.5.

При этом

$$V_{\text{T}} = \bar{V}_{\text{T}} = 718,48 \cdot 0,7 = 502,94 \text{ км/ч.}$$

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{\text{СУ+т}} = M_{\text{СУ}} + M_{\text{тс}} M_{\text{т ЛА}} = 82,32 + 1,05 \cdot 183,62 = 275,12 \text{ кг,}$$

где величина $M_{\text{тс}} = 1,05$ выбирается по рекомендациям к формуле (1.18).

7.6.2. Расчет взлетной массы ЛА

Взлетная масса ЛА

$$M_0 = \frac{M_{\text{СУ+т}}}{1 - \bar{M}_{\text{ПЛ}}^* - \bar{M}_{\text{КН}}} = \frac{275,12}{1 - 0,4 - 0,18} = 655,048 \text{ кг,}$$

где принимаем $\bar{M}_{\text{ПЛ}}^* = 0,4$; $\bar{M}_{\text{КН}} = 0,18$ по рекомендациям к формуле (1.17).

Определяется величина стартовой тяговооруженности ЛА:

$$\mu_{\text{взл}} = \frac{P_{\text{ДВ взл}} n_{\text{ДВ}}}{M_0 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = \frac{2,94 \cdot 1}{655,048 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = 0,458 \text{ кВт/кг.}$$

Сопоставляя ее с необходимыми значениями по 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 ТРД.

7.6.3. Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя

Затраты на опытно-конструкторские работы

$$S_{\text{ОКР}} = a_0 G_{\text{В1 ВЗЛ}}^{a_1} \pi_{\text{К}}^{a_2} \left(\frac{T_{\text{ГВЗЛ}}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{ВЗЛ}} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{\text{ВЗЛ}}^{\text{ф}}}{P_{\text{ВЗЛ}}} \right)^{a_5} K_{\text{КТ}}^{a_6} K_{\text{УВТ}} K_{\text{РЕВ}}, \text{ млн.руб.},$$

где $m_{\text{ВЗЛ}}$ – степень двухконтурности; $K_{\text{КТ}} = 50$ – коэффициент конструкторивно-технологической преемственности разработки; $K_{\text{РЕВ}} = 1$ – коэффициент, учитывающий наличие реверса тяги; $K_{\text{УВТ}} = 1$ – коэффициент, учитывающий наличие управляемого вектора тяги (УВТ).

В примере принято $a_0 = 160$, $a_1 = 0,68$, $a_2 = 0,25$, $a_3 = 1,25$, $a_4 = 0,6$, $a_5 = 0,3$, $a_6 = -0,65$.

$$S_{\text{ОКР}} = 160 \cdot 4,11^{0,68} \cdot 7^{0,25} \left(\frac{1280}{1000} \right)^{1,25} \cdot 1 \cdot 1^{0,3} \cdot 50^{-0,65} \cdot 1 \cdot 1 = 72,86 \text{ млн. руб.}$$

Затраты на подготовку серийного производства

$$S_{\text{ПП}} = 0,2 S_{\text{ОКР}} = 0,2 \cdot 72,86 = 14,57 \text{ млн. руб.}$$

Цена серийного экземпляра проектируемого двигателя

$$\Pi_{\text{ДВ}} = a_0 G_{\text{В1 ВЗЛ}}^{a_1} \pi_{\text{К}}^{a_2} \left(\frac{T_{\text{ГВЗЛ}}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{ВЗЛ}} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{\text{ВЗЛ}}^{\text{ф}}}{P_{\text{ВЗЛ}}} \right)^{a_5} K_{\text{УВТ}} K_{\text{РЕВ}}, \text{ млн. руб.}$$

В примере принято $a_0 = 0,122$, $a_1 = 0,85$, $a_2 = 0,43$, $a_3 = 1,25$, $a_4 = 0,4$, $a_5 = 0,28$.

$$\Pi_{\text{ДВ}} = 0,122 \cdot 4,11^{0,85} \cdot 7^{0,43} \left(\frac{1280}{1000} \right)^{1,25} \cdot 1 \cdot 1^{0,28} \cdot 1 \cdot 1 = 1,275 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на производство

$$S_{\text{пр}} = 3,29 \Pi_{\text{ДВ}} \cdot z_{\text{ДВ}}^{0,82} = 3,29 \cdot 1,275 \cdot 1000^{0,82} = 1209,8 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на техническое обслуживание

$$S_{\text{ТО}} = 0,05 z_{\text{ДВ}} \Pi_{\text{ДВ}} = 0,05 \cdot 1000 \cdot 1,275 = 6,4 \text{ млн. руб.}$$

Затраты на топливо и ГСМ

$$S_{\text{ГСМ}} = G_m^{\text{ср}} \Pi_m \frac{z_{\text{дв}} \tau_{\text{наз}}}{(1 + K_{\text{об}})} \cdot 10^{-6} = \bar{G}_{\text{мон}} C_{\text{удкр}} P_{\text{кр}} \Pi_m \frac{z_{\text{дв}} \tau_{\text{наз}}}{(1 + K_{\text{об}})} \cdot 10^{-6} =$$
$$= 1,25 \cdot 139,47 \cdot 0,882 \cdot 14 \frac{1000 \cdot 60}{1 + 0,1} \cdot 10^{-6} = 117,42 \text{ млн.руб.}$$

Суммарный расход на эксплуатацию

$$S_{\text{экс}} = S_{\text{то}} + S_{\text{ГСМ}} = 64 + 117,42 = 181,42 \text{ млн.руб.}$$

Стоимость жизненного цикла, требуемого для эксплуатации количества двигателей

$$S_{\text{ж дв}} = S_{\text{окр}} + S_{\text{пп}} + S_{\text{пр}} + S_{\text{экс}} = 72,86 + 14,57 + 1209,8 + 181,42 =$$
$$= 1478,65 \text{ млн.руб.}$$

Удельная величина стоимости жизненного цикла двигателя

$$S_{\text{ж дв}}^{\text{уд}} = \frac{S_{\text{ж дв}}}{z_{\text{дв}}} = \frac{1478,65}{1000} = 1,478 \text{ млн. руб.}$$

Относительная доля затрат по отдельным стадиям жизненного цикла:

⇒ доля затрат на ОКР

$$K_1 = \frac{S_{\text{окр}}}{S_{\text{ж дв}}} = \frac{72,86}{1478,65} = 0,049 (4,9\%);$$

⇒ доля затрат на подготовку серийного производства

$$K_2 = \frac{S_{\text{пп}}}{S_{\text{ж дв}}} = \frac{14,57}{1478,65} = 0,01 (1\%);$$

⇒ доля затрат на производство

$$K_3 = \frac{S_{\text{пр}}}{S_{\text{ж дв}}} = \frac{1209,8}{1478,65} = 0,818 (81,8\%);$$

⇒ доля затрат на эксплуатацию

$$K_4 = \frac{S_{\text{экс}}}{S_{\text{ждв}}} = \frac{181,42}{1478,65} = 0,123(12,3\%).$$

Рассчитав величины показателей эффективности для 3 вариантов параметров двигателя, выбирают оптимальный вариант. В данном случае тот, который обеспечивает нормальную величину $S_{\text{ждв}}$ и который удовлетворяет требованию по $C_{\text{уд кр}}$ и рационален конструктивно и технологически.

Список литературы

1. Вертолетные газотурбинные двигатели / В.А. Григорьев, В.А. Зрелов, Ю.М. Игнаткин [и др.]; под общ. ред. В.А. Григорьева и Б.А. Пономарева. – М.: Машиностроение, 2007.– 491 с.
2. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. М.: ООО «АКС-Конверсалт», 2000.– 534 с.
3. Иностранные авиационные двигатели. Справочники. – М.: ЦИАМ, 1981. - 2007.
4. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. 2-е изд. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ (Кн.1) Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики (Кн.2) / В.В. Кулагин. –М.: Машиностроение, 2003.– 616 с.
5. Маслов, В.Г. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных газотурбинных двигателей / В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, В.А. Григорьев; КуАИ. – Куйбышев, 1984. –176 с.
6. Зрелов, В.А. Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании: учеб. пособие / В.А. Зрелов, В.Г. Маслов; Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 1999.– 160 с.
7. Проектирование самолетов / [С.М. Егер и др.]; под ред. С.М. Егера. – М.: Логос, 2005.– 613 с.
8. Совместная работа узлов и расчет характеристик ГТД с использованием АСТРА-ВСХ в PDM системе SmarTeam: метод. указания / сост.: В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев, И.Н. Крупенич [и др.]. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 40с.
9. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко и В.А. Сосунова.- М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.
10. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: учеб. пособие / В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев [и др.]; под ред. В.Г. Маслова; Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 1996. – 147 с.
11. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
12. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. Кн.3. Основные проблемы. Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характе-

ристики и конверсия авиационных ГТД / В.В. Кулагин, С.К. Бочкарев, И.М. Горюнов [и др.]; под общ. ред. В.В. Кулагина. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.

13. Формирование математической модели двигателя-прототипа и проектный расчет ГТД с использованием подсистемы АСТРА-ПР в PDM системе SmartTeam: метод. указания / сост.: В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев, И.Н. Крупенич [и др.]. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 48с.

14. Холщевников, К.В. Теория и расчет лопаточных машин / К.В. Холщевников, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.

15. Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В.М. Шейнин, В.Н. Козловский. – М.: Машиностроение, 1977. Т.1. – 339 с.

16. Югов, О.К. Основы интеграции самолета и двигателя / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.

17. Авиационные двигатели / под ред. И.Т. Шусова. – М.: ООО ИД «Аэросфера», 2007. – 328 с.

Учебное издание

*Григорьев Владимир Алексеевич
Ждановский Алексей Владимирович
Кузьмичев Венедикт Степанович
Осипов Иван Витальевич
Пономарев Борис Александрович*

**ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ
И ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ
АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Учебное пособие

Редактор Н. С. Куприянова
Доверстка Т. Е. П о л о в н е в а

Подписано в печать 02.06.09. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. 12,75.

Тираж 200 экз. Заказ 107.

ISBN 978-5-7883-0714-5



9 785788 307145

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.