

*100-летию
Генерального конструктора, академика,
доктора технических наук, профессора,
генерал-лейтенанта
КУЗНЕЦОВА Николая Дмитриевича
посвящается*

В

ДЛЯ ВУЗОВ

*А.Н. Белоусов, С.К. Бочкарев, В.А. Григорьев,
В.С. Кузьмичев, В.М. Радько*

ОСНОВЫ ТЕОРИИ, РАСЧЕТА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Допущено Учебно-методическим объединением высших учебных заведений РФ по образованию в области авиации, ракетостроения и космоса в качестве учебника для студентов высших учебных заведений РФ, обучающихся по специальностям 160301 «Авиационные двигатели и энергетические установки», 160302 «Ракетные двигатели» и 160304 «Авиационная и ракетно-космическая теплотехника» направления подготовки дипломированных специалистов 160300 «Двигатели летательных аппаратов».



МОСКВА

«МАШИНОСТРОЕНИЕ»

2011

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55
О 753

Авторы: *А.Н. Белоусов, С.К. Бочкарев, В.А. Григорьев,
В.С. Кузьмичев, В.М. Радько*

Рецензенты: *кафедра «Авиационные двигатели» УГАТУ (заведующий кафедрой
доктор технических наук, профессор А. С. Гишваров);
начальник отдела ФГУП «Центральный институт авиационного
моторостроения им. П.И. Баранова» доктор технических наук,
профессор Б.А. Пonomarev*

О 753 **Основы теории, расчета и проектирования воздушно-реактивных двигателей:** учеб. для вузов / *А.Н. Белоусов, С.К. Бочкарев, В.А. Григорьев [и др.]*; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. акад. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). – М.: Машиностроение, 2011. – 198 с.: ил.

ISBN 978-5-94275-566-9

Рассмотрены основы теории, расчета и проектирования воздушно-реактивных двигателей. Представлены основные теоретические положения по газотурбинному двигателю как тепловой машине и как движителю.

Рассмотрены вопросы эффективности рабочих процессов, условия совместной работы узлов и характеристики ГТД. Уделено внимание современным методам проектирования авиационных ГТД.

Учебник предназначен для студентов высших учебных заведений РФ, обучающихся по специальностям 160301 «Авиационные двигатели и энергетические установки», 160302 «Ракетные двигатели» и 160304 «Авиационная и ракетно-космическая теплотехника» направления подготовки дипломированных специалистов 160300 «Двигатели летательных аппаратов».

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55

ISBN 978-5-94275-566-9

© Белоусов А.Н., Бочкарев С.К., Григорьев В.А.,
Кузьмичев В.С., Радько В.М., 2011
© Самарский государственный аэрокосмический
университет (национальный исследовательский
университет), 2011
© ООО «Издательство Машиностроение», 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ.....	8
ПРЕДИСЛОВИЕ.....	13
ВВЕДЕНИЕ.....	14
Глава 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ.....	17
1.1. КЛАССИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	17
1.2. ЦИКЛ РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	22
Резюме.....	23
Контрольные вопросы.....	24
Глава 2. РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ВРД.....	26
2.1. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ВРД.....	26
2.1.1. Основные параметры ВУ.....	26
2.1.2. Входные устройства для дозвуковых скоростей.....	27
2.1.3. Входные устройства для сверхзвуковых скоростей.....	29
2.1.4. Характеристики входных устройств.....	30
2.2. КОМПРЕССОРЫ ВРД.....	31
2.3. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВРД.....	34
2.3.1. Устройство и принцип работы КС.....	35
2.3.2. Форсажные КС.....	37
2.3.3. Вредные выделения КС и пути их снижения.....	37
2.4. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ.....	39
2.5. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА.....	41
2.5.1. Основные требования к соплам.....	41
2.5.2. Рабочие процессы в соплах.....	42
2.5.3. Реверс тяги.....	44
Резюме.....	45
Контрольные вопросы.....	48

Глава 3. ВРД КАК ТЕПЛОВАЯ МАШИНА И ДВИЖИТЕЛЬ.....	50
3.1. I-S ДИАГРАММА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВРД.....	50
3.2. РАБОТА ЦИКЛА ВРД.....	52
3.2.1. Выражение работы цикла через параметры рабочего процесса.....	52
3.3. ЗАВИСИМОСТЬ РАБОТЫ ЦИКЛА ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА.....	54
3.3.1. Зависимость работы цикла от температуры газа перед турбиной.....	54
3.3.2. Зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления.....	56
3.4. ЭФФЕКТИВНЫЙ КПД.....	60
3.5. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА С ВРД КАК ДВИЖИТЕЛЬ.....	61
3.5.1. Тяга движителя.....	61
3.6. УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВРД.....	64
3.7. КПД ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	65
3.8. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ БАЛАНС ВРД.....	66
3.9. ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ПАРАМЕТРЫ ТРДФ.....	68
Резюме.....	72
Контрольные вопросы.....	74
 Глава 4. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА УЗЛОВ ВРД.....	 75
4.1. ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ТРД И ТРДФ. ПОНЯТИЕ О ПРОГРАММАХ УПРАВЛЕНИЯ.....	76
4.1.1. Программы управления.....	77
4.2. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ТУРБИНЫ И ВЫХОДНОГО СОПЛА.....	78
4.3. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА КОМПРЕССОРА, КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ ОДНОВАЛЬНЫХ ТРД И ТРДФ....	81
4.3.1. Вывод уравнения линии рабочих режимов.....	82
4.3.2. Влияние площади $F_{кр}$ на положение линии рабочих режимов.....	88
4.3.3. Влияние напорности компрессора на характер расположения линии рабочих режимов, КПД, $q(\lambda_g)$, ΔK_y	88
4.3.4. Построение линии рабочих режимов.....	92

4.4. Особенности совместной работы узлов ТРДФ на форсированных режимах.....	93
4.4.1. Управление ТРДФ по двум параметрам.....	95
4.4.2. Управление ТРДФ по трем и четырем параметрам.....	97
Резюме.....	100
Контрольные вопросы.....	101
Глава 5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ.....	103
5.1. ПОНЯТИЕ О ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ РАСЧЕТЕ.....	103
5.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ.....	106
5.2.1. Номенклатура основных режимов.....	106
5.2.2. Методы определения характеристик.....	107
5.3. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	108
5.4. СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	111
5.5. ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	115
Резюме.....	116
Контрольные вопросы.....	118
Глава 6. ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГТД.....	119
6.1. ЭТАПЫ И ПРОЦЕДУРЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ.....	119
6.2. ПРОБЛЕМЫ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА.....	120
6.3. МЕТОДЫ ОЦЕНКИ МАССЫ И СТОИМОСТИ ГТД НА ЭТАПЕ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА.....	131
6.3.1. Оценка массы проектируемых авиационных ГТД.....	133
6.3.2. Общие замечания к оценке стоимости ГТД.....	136
6.3.3. Затраты $S_{\text{окр}}$ на разработку двигателя.....	138
6.3.4. Затраты $S_{\text{пп}}$ на подготовку серийного производства.....	140
6.3.5. Затраты $S_{\text{пр}}$ на серийное производство.....	141
6.3.6. Затраты $S_{\text{эксп}}$ на эксплуатацию.....	142
6.4. ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГТД В УСЛОВИЯХ НЕПОЛНОЙ ОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ.....	143
6.5. ОТЫСКАНИЕ ГАРАНТИРУЕМОЙ ОБЛАСТИ КОМПРОМИССОВ ПРИ ВЫБОРЕ ПАРАМЕТРОВ ГТД.....	145

6.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАИЛУЧШИХ РЕШЕНИЙ ВНУТРИ ОБЛАСТИ КОМПРОМИССОВ.....	148
Резюме.....	151
Контрольные вопросы.....	152
 Глава 7. ВЕДУЩИЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ ДВИГАТЕЛЕ- СТРОИТЕЛЬНЫЕ ФИРМЫ.....	153
7.1. ROLLS ROYCE GROUP PLC (ВЕЛИКОБРИТАНИЯ).....	153
7.2. SNECMA (ФРАНЦИЯ).....	156
7.3. TURBOMECA (ФРАНЦИЯ).....	156
7.4. «МИКРОТУРБО» (ФРАНЦИЯ).....	157
7.5. MTU Aero Engines (Германия).....	158
7.6. PRATT & WHITNEY (США).....	159
7.7. GENERAL ELECTRIC (США).....	162
7.8. ФИРМА LYCOMING (США).....	163
7.9. ФИРМА GARRETT AIRESEARCH (США).....	164
7.10. ФИРМА ALLISON (США).....	164
7.11. ФИРМА WILLIAMS INTERNATIONAL (США).....	164
7.12. ФИРМА TELEDYNE CAE (США).....	165
Резюме.....	167
Контрольные вопросы.....	168
 Глава 8. ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ПРЕДПРИЯТИЯ, РАЗРАБАТЫВАЮЩИЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД.....	170
8.1. ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ».....	170
8.2. ОАО «СНТК имени Н.Д. КУЗНЕЦОВА» («САМАРСКИЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС»).....	171
8.3. ОАО «НПО «САТУРН»».....	173
8.4. ОАО «СОЮЗ» («АВИАЦИОННЫЙ НАУЧНО- ТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС»).....	177
8.5. ОАО «ОМСКОЕ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО (ОМКБ)».....	178
8.6. ФГУП «ЗАВОД имени В.Я. КЛИМОВА».....	179
8.7. ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ЗАПОРОЖСКОЕ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО «ПРОГРЕСС» имени академика А.Г. ИВЧЕНКО» (УКРАИНА).....	181

8.8. ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННОГО МОТОРОСТРОЕНИЯ имени П.И. БАРАНОВА (ЦИАМ)».....	184
8.9. ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ имени Н.Е.ЖУКОВСКОГО (ЦАГИ).....	186
8.10. НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ (НИАТ).....	187
8.11. ВСЕРОССИЙСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ.....	188
8.12. ВСЕРОССИЙСКИЙ ИНСТИТУТ ЛЕГКИХ СПЛАВОВ (ВИЛС).....	189
Резюме.....	190
Контрольные вопросы.....	192
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	193
ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ.....	195

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

A_i	– пропускная способность i -го элемента МГТД, м^2 ;
a	– скорость звука, м/с ; себестоимость перевозок, $\text{руб}/(\text{т}\cdot\text{км})$;
C_i	– скорость потока в элементах ГТД, м/с ;
$C_{\text{уд}}$	– удельный расход топлива ТРД и ТРДД, $\text{кг/кН}\cdot\text{ч}$;
C_e	– эффективный удельный расход топлива, $\text{кг}/(\text{кВт}\cdot\text{ч})$;
$C_{\text{т.км}}$	– удельные затраты топлива ЛА на 1 т·км, $\text{кг}/(\text{т}\cdot\text{км})$;
c_p	– изобарная теплоемкость, $\text{кДж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$;
D	– диаметр, м ;
F	– площадь сечения, м^2 ;
G	– массовый расход газа (воздуха), кг/с ;
G_m	– массовый расход топлива, кг/с ;
$H_{\text{п}}$	– высота полета, км ;
H_u	– низшая теплотворная способность топлива, кДж/кг ;
i	– энтальпия, кДж/кг ;
L^*	– работа компрессора, турбины, цикла ВРД, кДж/кг ;
$L_{\text{п}}$	– дальность полета;
γ_e	– эффективная удельная масса СУ и топлива в системе ЛА, кг/кН , кг/кВт ;
$M_{\text{су+т}}$	– масса СУ и топлива на ЛА, кг ;
$M_{\text{п}}$	– число Маха;
M	– масса, кг ;
N	– мощность, кВт ;
n	– частота вращения, мин^{-1} ;
$P_{\text{дв}}$	– реактивная тяга ГТД, кН ;
p	– давление, кПа ;
R	– газовая постоянная, $\text{кДж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$;
S	– энтропия, кДж/кг ; стоимость, руб. ;
T	– температура, К ; период времени, год ; ч ; межремонтный ресурс, ч ;
$T_{\text{дсд}}$	– средняя наработка на отказ;

$\tilde{T}$	– средняя наработка двигателя на съём в ремонт по всем причинам;
t	– время, ч;
$V_{\text{п}}$	– скорость полета, м/с; км/ч;
X_i	– оптимизируемый параметр ГТД;
$X_{\text{нв}}$	– подмножество наивыгоднейших параметров рабочего процесса ГТД;
Y_i	– критерий эффективности;
z	– число ступеней;
Ц	– цена;
α	– коэффициент избытка воздуха;
Δ_y	– отклонение от экстремума критерия эффективности;
$\eta_{\text{т}}^*, \eta_{\text{к}}^*$	– коэффициент полезного действия турбины, компрессора;
$\eta_{\text{Г}}$	– коэффициент полноты сгорания;
k	– показатель адиабаты;
λ	– приведенная скорость;
ν	– коэффициент изменения массового расхода;
$\pi_{\text{к}}^*, \pi_{\text{т}}^*$	– степень повышения (понижения) давления заторможенного потока в компрессоре (турбине);
$\pi(T)$	– энтропийная термодинамическая функция («относительное давление»);
σ	– коэффициент восстановления полного давления;
τ	– назначенный ресурс ГТД, ч;
$\varphi_{\text{с}}$	– коэффициент скорости реактивного сопла (выходного устройства);
$\pi_{\text{с}}$	– располагаемая степень понижения давления в выходном устройстве ГТД.

Индексы

в	– воздух, вентилятор, винт, вал, сечение перед компрессором;
вх	– относящийся к входу;
взл	– взлётный;
вых	– относящийся к выходу;

г	– газ, горловина;
гг	– газогенератор;
дв	– двигатель;
ж.дв	– жизненный цикл ГТД;
ж.ЛА	– жизненный цикл ЛА;
к	– компрессор, сечение за компрессором;
кгс	– килограмм силы (уст.)
кн (бн)	– коммерческая (боевая) нагрузка;
КС	– камера сгорания;
кр	– крейсерская, критическая, критическое сечение;
м	– механический;
max	– максимальный;
min	– минимальный;
н	– высотный, начальный;
н	– сечение невозмущенного потока перед двигателем;
нз	– навигационный запас;
нач	– на начальном участке полета;
окр	– опытно-конструкторские работы;
об	– оборудование;
охл	– охлаждение;
п	– полет;
пл	– планер, пленочное (охлаждение);
пп	– подготовка производства;
пр	– приведенный к САУ;
пс	– подпорные ступени;
нз	– навигационный запас;
с	– изоэнтропический;
р	– расчетный;
рес	– ресурс;
рс	– реактивная струя;
с	– сопло, сечение на выходе из сопла (выходного устройства);

сл	–	служебная нагрузка;
см	–	камера смещения;
ст	–	ступени;
ср	–	средний;
су	–	силовая установка;
т	–	турбина, сечение за турбиной;
т.св	–	свободная турбина;
ф, ф.к	–	форсажная камера;
<i>m</i>	–	топливо;
<i>mc</i>	–	топливная система;
уд	–	удельный;
ут	–	утечки;
ч	–	часовой;
э	–	эквивалентный;
opt	–	оптимальный;
эксп	–	эксплуатационный;
<i>e</i>	–	эффективный;
Σ	–	суммарный;
*	–	параметры заторможенного потока.

Сокращенные наименования

АД	–	авиационный двигатель;
ВСХ	–	высотно-скоростная характеристика;
ВПП	–	взлетно-посадочная полоса;
ДПС (ДТС)	–	дозвуковой пассажирский (транспортный) самолет;
ОКР	–	опытно-конструкторские работы;
САПР	–	система автоматизированного проектирования;
САУ	–	система автоматического управления;
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;
НИР	–	научно-исследовательские работы;
НТЗ	–	научно-технический задел;
СД	–	среднее давление;
ГДФ	–	газодинамические функции;
ТДФ	–	термодинамические функции;
САУ	–	стандартные атмосферные условия;
ГТД СТ	–	газотурбинный двигатель со свободной турбиной;
ТЭО	–	технико-экономическое обоснование;
ГСМ	–	горюче-смазочные материалы;
ЖЦ	–	жизненный цикл;
ТО	–	техническое обслуживание.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Развитие и совершенствование авиационных двигателей всегда базировалось на глубоком знании теории рабочих процессов и применении перспективных методов проектирования.

Взаимосвязь развития авиационных ГТД, методов расчета, проектирования и доводки с качеством подготовки специалистов, обеспечивающих эти процессы на должном уровне, всегда находила свое отражение в совершенствовании учебных курсов и учебной литературы.

Изложение вопросов теории и расчета авиационных ГТД имеет весьма солидную историю. Основы были заложены в учебнике по теории ВРД под редакцией Б.С. Стечкина, продолжены Н.В. Иноземцевым и А.Л. Клячкиным, Ю.Н. Нечаевым и Р.М. Федоровым, И.И. Кулагиным, М.М. Масленниковым.

Широкую известность приобрели учебник под редакцией С.М. Шмяхтенко и его последнее издание под редакцией В.А. Сосунова и В.М. Чепкина.

Особо необходимо отметить учебник В.В. Кулагина «Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок», в котором предложен новый подход – рассмотрение теории на основе ТРДД.

Однако все эти фундаментальные учебники не в полной мере, главным образом по объему учебной нагрузки, отвечают учебному курсу, предназначенному для студентов, обучающихся по специализациям «Технология производства авиационных двигателей», «Организация производства авиационных двигателей», «Энергосберегающие технологии при производстве авиационных двигателей». В определенной мере предлагаемый учебник предназначен именно для этой категории студентов.

В учебник кроме традиционных вопросов рабочего процесса, совместной работы и характеристик ВРД вошли разделы, посвященные основам проектирования авиационных ГТД. Приведен материал, знакомящий с ведущими зарубежными и отечественными двигателестроительными предприятиями.

Авторы выражают глубокую признательность кафедре авиационных двигателей Уфимского государственного авиационного технического университета (доктору технических наук, профессору А.С. Гишварову) и главному научному сотруднику ЦИАМ имени П.И. Баранова доктору технических наук, профессору Б.А. Пономареву за ценные замечания и предложения по доработке учебника, сделанные при его редактировании и рецензировании.

ВВЕДЕНИЕ

Как известно, в настоящее время в авиации широкое применение нашли воздушно-реактивные двигатели (ВРД). Такие двигатели, в отличие от ракетных двигателей, обладают лучшей экономичностью, т.к. на борту летательного аппарата перевозится лишь горючее, а основной компонент рабочего тела – воздух забирается из атмосферы.

Теоретические основы рабочего процесса ВРД были заложены задолго до начала их практического применения. В 1929 году Б.С. Стечкиным¹ была опубликована статья “Теория воздушно-реактивного двигателя”, в которой впервые были изложены основные положения теории ВРД. В 1935 году А.М. Люлька² разработал газотурбинный двигатель, действующий по принципу прямой реакции – турбореактивный двигатель. В 1940 году началось изготовление этого двигателя. Однако начавшаяся война прервала эти работы.

За рубежом исследования по созданию воздушно-реактивных двигателей начались примерно в те же годы. Разработкой теории ВРД во Франции с 1933 года занимался Морис Руа³, в Италии – инженер Секондо Кампини (Secondo Campini). Он создал мотокомпрессорный ВРД. Большой вклад в разработку ТРД в Англии внес Ф. Уиттл⁴. Здесь работы велись фирмами «Роллс-Ройс» (Rolls-Royce), «Бристоль-Сидли»⁵. В Германии над созданием ТРД работали фирмы БМВ (Bayerische Motoren Werke AG (BMW)) и ЮМО

¹ **Стечкин** Борис Сергеевич (1891-1969) – ученый, автор теории теплового расчета авиационных двигателей и теории воздушно-реактивных двигателей. Лауреат Государственной премии СССР (1946), Ленинской премии (1957). Герой Социалистического Труда (1961). Действительный член АН СССР (1953).

² **Люлька** Архип Михайлович (1908-1984) – генеральный конструктор авиационных двигателей, академик АН СССР (1968), Герой Социалистического Труда (1957). Под руководством Люльки создан первый советский турбореактивный двигатель (1947). Ленинская премия (1976), Государственная премия СССР (1948, 1951).

³ **Руа (Roy)** Морис – французский математик, академик Французской академии наук (1949), почетный член Национальной академии наук США (1964). Генеральный директор Национального управления по авиационным и космическим исследованиям Франции (1949-62). Президент Комитета по космическим исследованиям (КОСПАР) (1962-72). Фундаментальные теоретические исследования в области реактивных двигателей, труды по гидро- и аэротермодинамике, динамике и устойчивости полета летательных аппаратов. Золотая медаль им. М. В. Ломоносова АН СССР (1976).

⁴ **Уиттл Фрэнк (Whittle, Frak)** (1907-1996) – английский инженер, создатель первого в Англии реактивного двигателя.

⁵ **«Бристоль-Сидли» (Bristol Siddeley Engines Ltd (BSEL))** – британская фирма по производству авиадвигателей с 1959 по 1966 годы.

(Junkers Motoren (JUMO)). В США работы по газотурбинным двигателям начались несколько позже. Поэтому производившиеся вскоре после войны в этой стране газотурбинные двигатели являлись в основном лицензионными, главным образом – английскими. В последующие годы и в США фирмами «Пратт-Уитни» (Pratt & Whitney) и «Дженерал электрик» (General Electric (GE)) стали создаваться собственные двигатели.

В нашей стране работы по газотурбинным двигателям во время войны не велись. Поэтому после окончания войны была определена программа преодоления отставания. Эта программа предусматривала 3 этапа.

Первый этап – переходный, для накопления опыта использовались трофейные немецкие двигатели JUMO -004 с тягой 900 кгс (в СССР он получил наименование РД-10) на самолетах Як-15 и BMW-003 с тягой 800 кгс (РД-90) на самолетах МиГ-9.

Второй этап – освоение на отечественных заводах лицензионных английских двигателей «Дервент» (Derwent) 5 с тягой 1600 кгс (РД-500) и НИН (NIN) с тягой 2270 кгс (РД-45), которые устанавливались соответственно на истребителях Ла-15, Як-23, МиГ-15 и бомбардировщике Ил-28. Последние два самолета приобрели особую известность. Самолет МиГ-15 принял участие в воздушных боях во время корейской войны и показал свое превосходство над американскими истребителями F-86 «Сейбр» (Sabre).

Третий этап – всемерное форсирование разработки отечественных реактивных двигателей силами конструкторских бюро В.Я. Климова⁶, А.А. Микулина⁷, А.М. Люльки, Н.Д. Кузнецова⁸. Самолеты, созданные на базе первых отечественных реактивных двигателей – истребитель МиГ-19, истребитель-перехватчик Як-25, бомбардировщики Ту-16 и Ту-95 – были запущены в серию в 1952...1953 годах. Причем в отечественных ОКБ в это время были созданы уникальные двигатели. Так, в Рыбинском ОКБ В.А. Добрынина⁹ для

⁶ **Климов** Владимир Яковлевич (1892-1962) – советский ученый в области авиационного моторостроения, генеральный конструктор авиационных двигателей, генерал-майор инженерно-технической службы (1944), академик АН СССР (1953), дважды Герой Социалистического Труда (1940 и 1957).

⁷ **Микулин** Александр Александрович (1895-1985) – советский ученый, генеральный конструктор авиационных двигателей, академик АН СССР (1943), генерал-майор-инженер (1944), Герой Социалистического Труда (1940), Государственная премия СССР (1941, 1942, 1943, 1946).

⁸ **Кузнецов** Николай Дмитриевич (1911-1995) – советский ученый, генеральный конструктор авиационных двигателей, генерал-лейтенант, академик АН СССР, дважды Герой Социалистического Труда, Почетный гражданин г. Куйбышева (1982).

⁹ **Добрынин** Владимир Алексеевич (1895-1978) – генеральный конструктор авиационных двигателей, доктор технических наук (1960), Государственная премия СССР (1951).

самолетов В.М. Мясищева¹⁰ был создан двигатель ВД-5 (1952), который имел тягу 13 т.с., и ряд других.

История развития авиационных ГТД насчитывает 6 поколений. Первое поколение уже практически не применяется; второе, третье и четвертое используются на различных типах летательных аппаратов. Создаются и используются опытные двигатели, которые относят к пятому и шестому поколениям. Каждое новое поколение ВРД отличается от предыдущего существенным улучшением характеристик, главным образом таких как экономичность и удельная масса. Так, начиная с 1-го поколения, температура газов перед турбиной увеличилась почти в 2 раза, экономичность улучшилась в 2,5 раза.

Авиационные газотурбинные двигатели различных типов достигли высокой степени газодинамического, конструктивного и технологического совершенства. Их проектирование, доводка и изготовление стали чрезвычайно дорогостоящими. Если принять затраты на ОКР, приходящиеся на 1 кгс тяги двигателя 1-го поколения, за единицу, то за 40 лет у двигателей 5-го поколения эти затраты выросли в 10 раз. Улучшение эффективности этих двигателей в настоящее время дается лишь в результате существенных затрат материальных и трудовых ресурсов.

Теория воздушно-реактивных двигателей изучает возможные типы ВРД и области их применения, закономерности, свойственные ВРД как тепловым машинам и как движителям, условия совместной работы элементов двигателей и ряд других вопросов.

¹⁰ **Мясищев** Владимир Михайлович (1902-1978) – известный советский авиаконструктор, Герой Социалистического Труда (1957), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1972), лауреат Ленинской премии (1957), генерал-майор-инженер (1944), д.т.н. (1959), профессор (1947).

Глава 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ

1.1. КЛАССИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Авиационные воздушно-реактивные двигатели (ВРД) подразделяются на компрессорные и бескомпрессорные (рис. 1.1).

К бескомпрессорным относят прямоточные ВРД (ПВРД) и пульсирующие (ПУВРД).

Компрессорные ВРД – газотурбинные двигатели (ГТД) подразделяются на турбореактивные (ТРД), двухконтурные турбореактивные (ТРДД), их форсажные варианты (ТРДФ и ТРДДФ), турбовинтовые (ТВД) и турбовинтовентиляторные (ТВВД), газотурбинные двигатели со свободной турбиной (ГТД СТ). В ТВВД удалось совместить лучшие свойства ТРДД и ТВД.

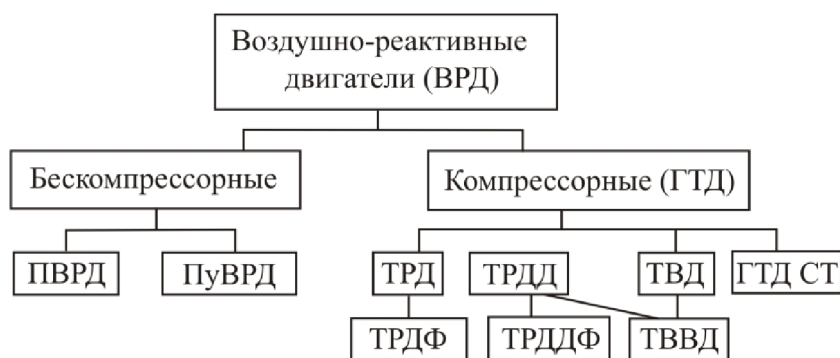


Рис. 1.1. Классификация авиационных ВРД

Газотурбинным двигателем (ГТД) называют двигатель, состоящий из входного устройства, воздушного компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и сопла. Турбина служит для привода компрессора, с помощью которого осуществляется повышение давления воздуха, а также для привода агрегатов.

Тяга авиационных ГТД возникает при истечении газов из сопла двигателя за счет так называемой прямой реакции. Тяга также может быть получена посредством не прямой реакции при передаче механической энергии от газовой турбины, например на воздушный винт, который при вращении отбрасывает назад большие массы воздуха; при этом возникает противоположно направленная движущая сила – тяга винта.

Наиболее простым типом ГТД прямой реакции является турбореактивный (ТРД).

При полете со скоростью V_n набегающая струя воздуха частично сжимается в воздухозаборнике 1 (рис. 1.2). В результате уменьшения кинетической энергии воздуха происходит его динамическое сжатие (см. рис. 1.2, линия Н-В). Дальнейшее повышение давления воздуха происходит в компрессоре 2 (линия В-К). При больших сверхзвуковых скоростях динамическое повышение давления так возрастает, что может сравниться или даже превысить степень повышения давления в компрессоре.

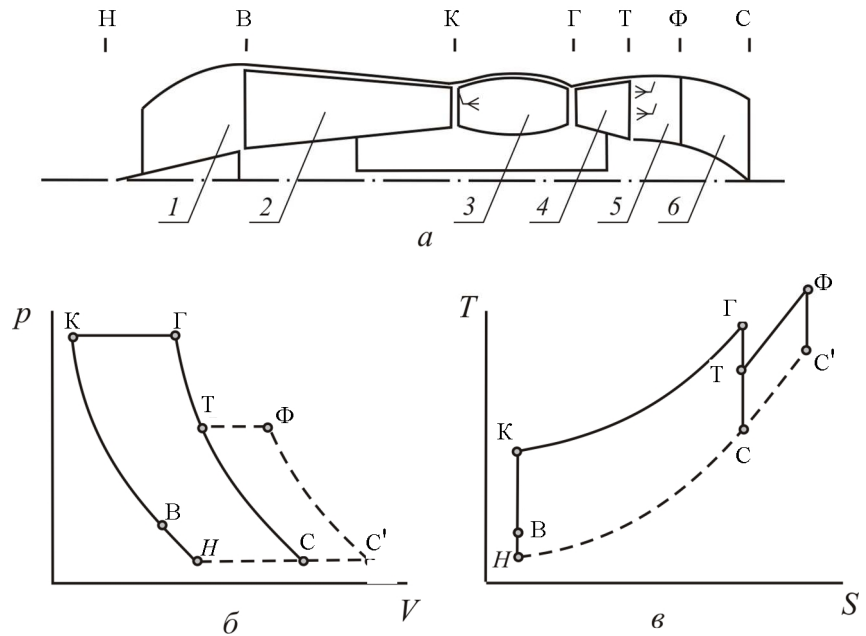


Рис. 1.2. а – Упрощенная схема ТРД; термодинамический цикл ТРД:

б – в координатах p - V , в – в координатах T - S

Из компрессора воздух поступает в камеру сгорания 3, где в него впрыскивается горючее (как правило, авиационный керосин), и затем происходит сгорание топливно-воздушной смеси. К продуктам горения подмешивается

вается так называемый вторичный холодный воздух, в результате получаем температуру T_{Γ} (точка Г). В турбине 4 часть потенциальной энергии газов преобразуется в механическую работу на валу, передаваемую компрессору. Обычно в ТРД

$$\eta_m \cdot N_t = N_k,$$

где η_m – механический КПД основных элементов ТРД;

N_t – мощность турбины;

N_k – мощность компрессора.

Основные элементы ТРД:

1. Входное устройство.
2. Компрессор.
3. Камера сгорания.
4. Турбина.
5. Форсажная камера¹¹.
6. Выходное устройство (сопло).

Для реализации термодинамического цикла необходимо осуществить следующие процессы:

$H-K$ – непрерывное повышение давления;

$K-\Gamma$ – изобарический подвод тепла в основной КС;

$\Gamma-C$ – непрерывное расширение с целью организации реактивной струи;

$\Phi-C$ – изобарический подвод тепла в форсажной КС;

$C(C')-H$ – изобарический отвод тепла от реактивной струи во внешнюю среду.

Степень понижения давления газа в турбине меньше степени повышения давления в компрессоре:

$$\pi_t \leq \pi_k,$$

что объясняется возрастающей работоспособностью продуктов сгорания в связи с их высокой температурой. Следовательно, перед реактивным (выхлопным) соплом 6 давление всегда больше давления перед компрессором, а температура перед соплом выше температуры набегающего потока. Поэтому скорость истечения продуктов сгорания из реактивного сопла ТРД больше скорости полета, что и обуславливает появление реактивной тяги двигателя.

Турбореактивный двигатель с форсажной камерой 5 (Ф-С) ТРДФ отличается от ТРД наличием форсажной камеры между турбиной и реактивным соплом. В эту камеру подается дополнительное количество горючего через

¹¹ При ее наличии в составе двигателя.

специальные форсунки. Горение происходит благодаря наличию в газах за турбиной некоторого количества кислорода, не использованного при сгорании топлива в основной камере. Повышение температуры обеспечивает дополнительное увеличение скорости истечения и, как следствие, рост тяги.

Более сложным типом ГТД является двухконтурный турбореактивный двигатель ТРДД (рис. 1.3) и его вариант с форсажной камерой ТРДДФ (рис. 1.4).

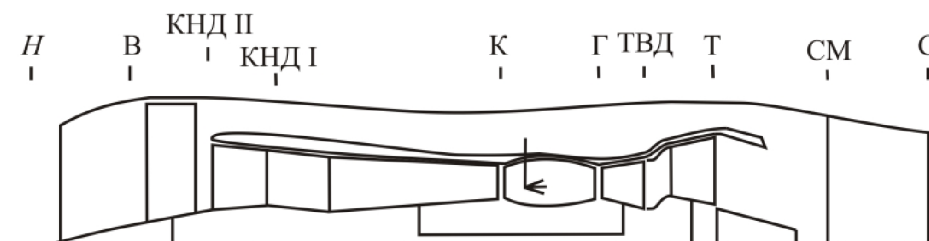


Рис. 1.3. Схема двухконтурного ТРДД со смешением

В этом двигателе воздух, выходящий из воздухозаборника, сжимается вентилятором и разделяется на 2 потока. Внутренний поток сжимается **последующими ступенями компрессора (вначале подпорными, а затем компрессором высокого давления)**. Далее осуществляется подогрев в камере сгорания. Турбина состоит из турбины высокого давления (одно- или двухступенчатой) и турбины низкого давления (обычно многоступенчатой). Турбины приводят во вращение одноименные компрессоры.

В результате продукты сгорания расширяются до давления более низкого, чем в ТРД, т.к. требуется дополнительная работа на привод вентилятора. В силу этого скорость истечения из внутреннего сопла меньше, чем у ТРД. Вместе с тем, дополнительная масса воздуха, поступающая из вентилятора во внешний контур и смешивающаяся с горячим газом в камере смешения, создает дополнительную тягу и общая тяга двигателя возрастает.

ТРДД без смешения потоков предпочтительнее для использования при большой степени двухконтурности m .

Находят применение двухконтурные двигатели с форсажными камерами (рис. 1.4).

Продукты сгорания, выходящие из турбины, смешиваются с воздухом, поступающим из внешнего контура, а затем к общему потоку подводится тепло в форсажной камере. Продукты сгорания в этом двигателе истекают из одного общего реактивного сопла.

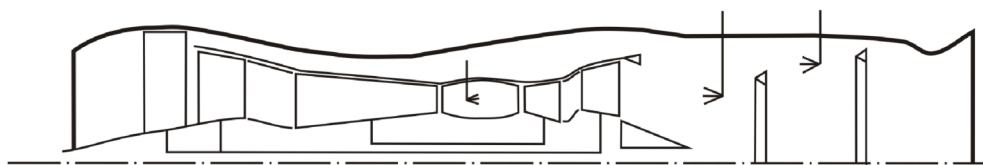


Рис. 1.4. Схема ТРДДФ

Весьма распространенным двигателем является турбовинтовой (классический) ТВД, схема которого показана на рис. 1.5.

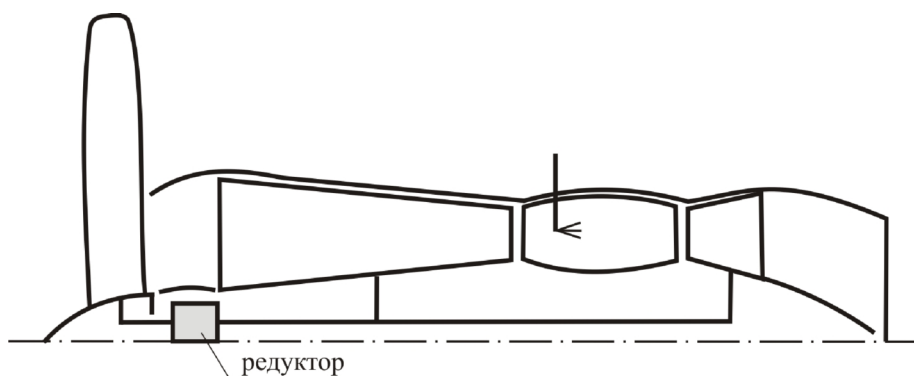


Рис. 1.5. Схема классического ТВД

В нем потенциальная энергия газов расходуется на расширение в турбине (85...90%) и расширении в выходном устройстве (10...15%). Работа турбины при этом используется на привод компрессора и воздушного винта.

На рис.1.6 изображен газотурбинный двигатель со свободной турбиной. В нем вся избыточная энергия (после получения работы турбины для привода компрессора) идет на создание работы свободной турбины, работающей на потребителя.

Примерные области применения различных ВРД в так называемом «коридоре» полета по скорости и высоте показаны на рис. 1.7.

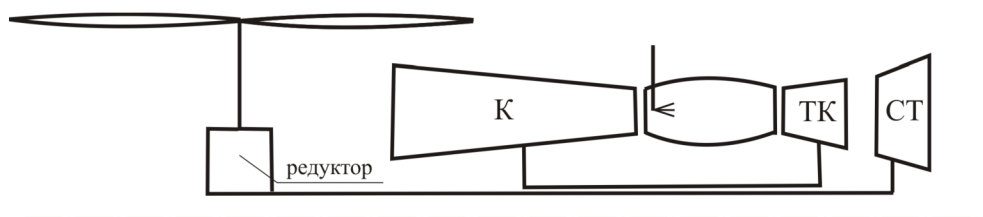


Рис. 1.6. Схема вертолетного ГТД СТ

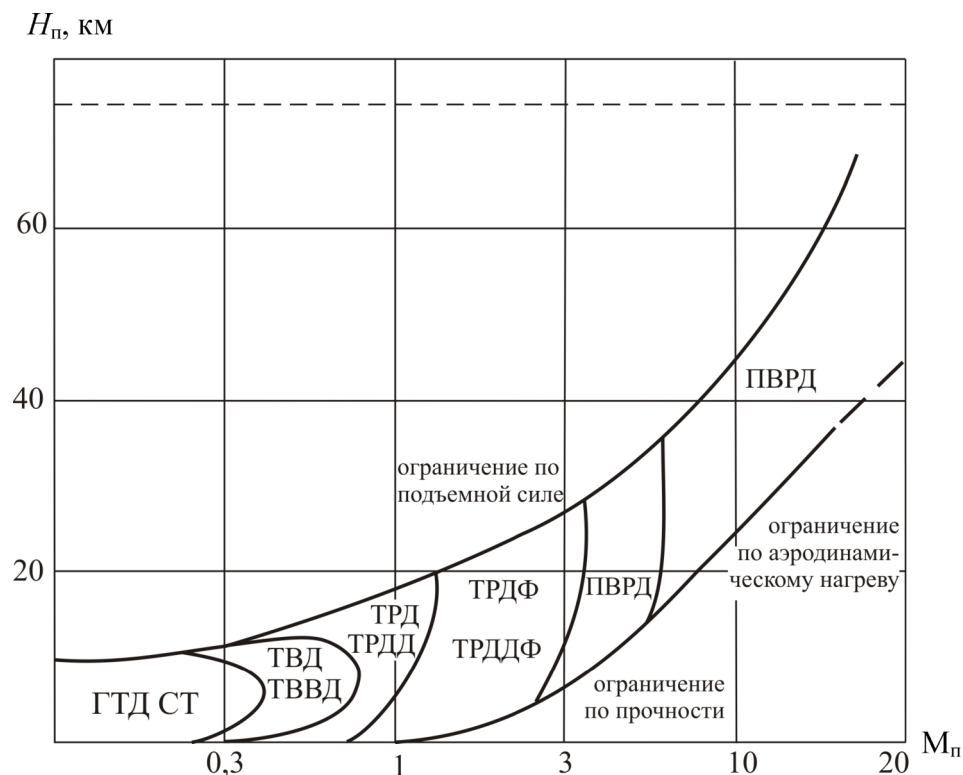


Рис. 1.7. Области применения ВРД

1.2. ЦИКЛ РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ ДВИГАТЕЛЕЙ

Жизненный цикл ВРД (от проектирования до утилизации) складывается из трех основных этапов:

- разработка, создание и доводка двигателя (КБ);
- серийное производство (серийный завод);
- эксплуатация (гражданская авиация, ВВС).

Этап разработки, создания сложных технических систем, к которым по основным признакам относится авиационный двигатель, заключается в выполнении следующих взаимосвязанных стадий, отличающихся характером, временем и местом выполнения.

ТЗ – техническое задание – проработка технического задания на проектирование двигателя (самостоятельно или совместно с самолетными КБ). Обычно действуют ограничения по времени, стоимости, габаритам. Необходим анализ передовых достижений науки и техники, мирового научно-

технического уровня. Формируются тактико-технические требования и технико-экономические показатели. Используются методы теории двигателей.

ТП – техническое предложение – это выработка принципиальных решений, обеспечивающих выполнение ТЗ. К ним относятся: выбор значений параметров рабочего процесса, расчет и проектирование узлов и двигателя в целом, расчет конструктивно-геометрических и газодинамических параметров проточной части. Используются методы теории двигателей.

Эскизный проект – проработка конструкции узлов и двигателя в целом. Используются методы конструкции ВРД.

Рабочий проект – рабочая компоновка двигателя, рабочие чертежи узлов и деталей, габаритные и массовые характеристики. Используются методы конструкции ВРД.

Опытное производство – разработка технологии изготовления деталей, создаются приспособления, изготавливаются детали, ведется поузловая сборка и общая сборка двигателя. Используются методы производства ВРД.

Доводка двигателя – это комплекс работ, проводимых в процессе разработки опытного двигателя с целью обеспечения соответствия его заданным требованиям (ТЗ, ТП) или устранения выявленных конструкторских или производственных недостатков. Доводка заканчивается предъявлением двигателя на государственные испытания. Используются методы теории и испытаний, прочности и конструкции двигателей.

Как видно, довольно большая часть работ выполняется на основе методов теории двигателя.

Резюме

(к главе 1 «ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ»)

1. Воздушно-реактивные двигатели в зависимости от способа повышения давления атмосферного воздуха подразделяются на бескомпрессорные, в которых давление увеличивается за счет использования скоростного напора воздуха (ПВРД и ПуВРД), и компрессорные (газотурбинные), в которых давление воздуха повышается компрессором, приводимым газовой турбиной.

2. Газотурбинные двигатели (ГТД) реализуют рабочий цикл непрерывного действия, что дает им преимущества по относительным значениям

мощности, тяги, массы и определяет целесообразность их использования в авиации.

3. ВРД по принципу создания тяги делятся на двигатели прямой реакции и непрямой. Двигатели прямой реакции создают тягу непосредственно (турбореактивные, турбореактивные с форсажем). Двигатели непрямой реакции вырабатывают мощность и передают ее специальному движителю (воздушному винту, винтовентилятору). Воздушный винт создает тяговое усилие за счет отбрасывания воздуха.

4. Газотурбинный двигатель состоит из входного устройства, компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и выходного сопла. Во входном устройстве и в компрессоре повышается давление рабочего тела (воздуха), в камере сгорания к нему подводится теплота за счет сгорания топлива, в турбине часть потенциальной энергии нагретого газа высокого давления преобразуется в механическую работу, которая передается компрессору, в выходном устройстве оставшаяся потенциальная энергия преобразуется в кинетическую энергию потока рабочего тела, выходящего из двигателя. Поскольку скорость на выходе из двигателя больше скорости полета самолета, двигатель создает тягу.

5. Газотурбинный двигатель со свободной турбиной ГТД СТ является основой силовых установок вертолетов. В этом двигателе избыточная энергия (после турбины компрессора) используется в свободной турбине для выработки мощности, идущей на привод несущего винта вертолета.

6. При создании сложных технических систем, к которым относится газотурбинный двигатель, реализуются следующие этапы: техническое задание, техническое предложение, эскизный проект, рабочий проект, опытное производство, доводка двигателя. На всех этих этапах используются методы, изучаемые в курсе теории ВРД.

Контрольные вопросы

1. Схема ТРД. Обозначение характерных сечений. Покажите в координатах $p-V$ и $T-S$ изменение параметров (T, p, V).
2. Каким образом расходуется работа расширения в ГТД?
3. Почему величина степени понижения давления в турбине $\pi_t < \pi_k$, степени повышения давления в компрессоре?

-
4. Назовите основные различия конструкции и в рабочем процессе ТРД и ТРДФ.
 5. Принцип действия ПВРД, ТРД и ТВД.
 6. Преимущества и недостатки ПВРД, ТРД и ТРДД.
 7. Изобразите схемы ТРДД и поясните их достоинства и недостатки.
 8. Изобразите схему ТРД, характер изменения параметров рабочего процесса (T^* , p^* , p , C) в проточной части двигателя.
 9. Принцип действия турбореактивного двигателя.
 10. Принцип действия турбовинтовых двигателей. Покажите схему ТВД и зависимость изменения параметров в проточной части двигателя.
 11. Схема ГТД СТ и график изменения параметров в проточной части двигателя.
 12. Особенности принципа действия ТРДД и ТРДДФ. В чем их преимущества и недостатки?
 13. Классификация реактивных двигателей.
 14. Какие этапы реализуются при создании газотурбинных двигателей?

Глава 2

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ВРД

2.1. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ВРД

Входные устройства (ВУ) силовой установки с ВРД предназначены для эффективного преобразования кинетической энергии набегающего потока в потенциальную энергию давления.

Требование эффективного преобразования энергии возрастает при увеличении скорости полета. Это объясняется возрастающей ролью выходного устройства в общем сжатии потока воздуха в силовой установке. При $M_{\text{п}} \geq 3,5$ $\pi_V = p_v^* / p_n \geq 60$, что больше оптимальной степени повышения давления в цикле. Это значит, что при таких больших скоростях полета достаточно динамического сжатия без повышения давления воздуха в компрессоре.

Для нормальной работы элементов ВУ необходимо обеспечить заданное значение скорости потока в выходном сечении ВУ. Поддержание скорости, потребной для нормальной работы двигателя, достигается введением в конструкцию ВУ регулируемых элементов.

Основные требования, предъявляемые к ВУ ВРД, следующие:

- малые потери заторможенного давления на всех режимах полета;
- малое внешнее сопротивление;
- равномерность полей скорости и давления, а также отсутствие значительных пульсаций потока на входе в компрессор или КС;
- отсутствие срывных и помпажных режимов работы;
- малая масса, габариты, простота конструкции и регулирования.

2.1.1. Основные параметры ВУ

1. Качество процесса торможения воздушного потока в ВУ принято характеризовать коэффициентом сохранения давления заторможенного потока

$$\sigma_{\text{вх}} = p_{\text{в}}^* / p_{\text{н}}^* = \frac{p_{\text{в}}^*}{p_{\text{н}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{п}}^2 \right)^{\frac{k-1}{k}}} = \frac{p_{\text{в}}^*}{p_{\text{н}} / \pi(\lambda_{\text{в}})}.$$

Если потери отсутствуют, то $\sigma_{\text{вх}} = 1$.

2. Коэффициент расхода

$$\varphi = \frac{F_{\text{н}}}{F_{\text{вх}}}$$

представляет собой отношение действительного расхода воздуха через СУ к расходу воздуха, определенному по геометрической площади ВУ и параметрам невозмущенного потока

$$G_{\text{в}} = \rho_{\text{н}} V_{\text{п}} F_{\text{вх}} \quad (\text{рис. 2.1}).$$

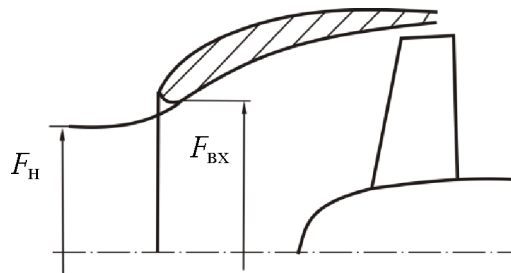
3. Коэффициент внешнего лобового сопротивления ВУ

$$C_x = \frac{X_{\text{вх}}}{\frac{\rho_{\text{н}} V_{\text{п}}^2 F}{2}},$$

где $X_{\text{вх}}$ – внешнее сопротивление ВУ;

F – мидель входного устройства.

Рис. 2.1. Общая схема входного устройства



2.1.2. Входные устройства для дозвуковых скоростей

Такие устройства представляют собой расширяющийся канал и обычно хорошо работают в диапазоне скоростей полета $M_{\text{п}} = 0 \dots 0,95$.

Реальные входные устройства имеют скругленные входные кромки для устранения срыва потока при работе на различных скоростях полета.

Схема дозвукового ВУ представлена на рис. 2.2.

Как известно из газовой динамики, наилучшим условием работы входного устройства является режим течения потока, при котором $C_{\text{вх}} \approx 0,5 V_{\text{п}}$. В этих условиях перед ВУ образуется течение, в котором реализуется 75% от общей степени повышения давления π_V .

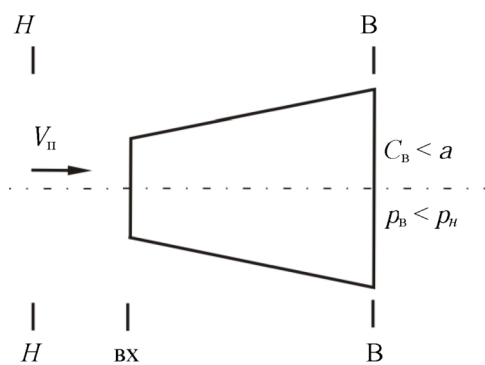


Рис. 2.2. Расчетная схема дозвукового входного устройства

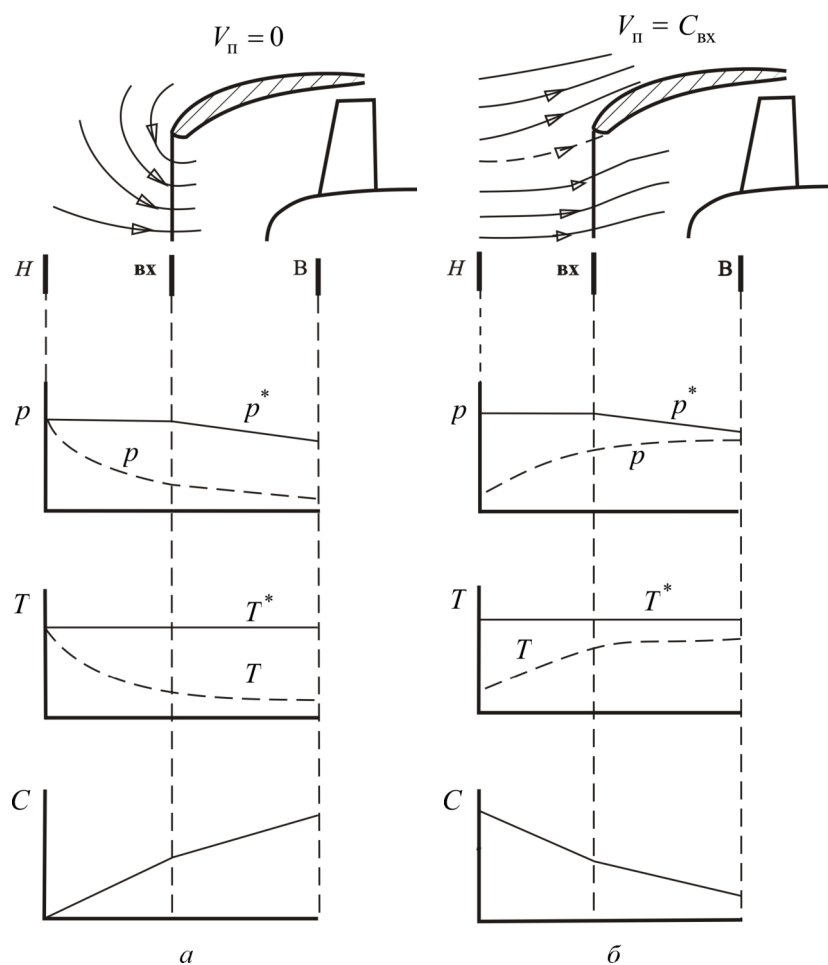


Рис. 2.3. Изменение основных параметров потока во входном устройстве:

$a - V_{II} = 0$, $б - V_{II} = C_{BX}$

При работе двигателя на стенде (рис. 2.3,а) под влиянием засасывающего действия компрессора линии тока “стекаются” со всех сторон ко входу во ВУ. В этом случае вдоль каждой струйки происходит увеличение скорости и снижение статических температур и давления (т.к. энергия извне не подводится).

При дозвуковых скоростях V_n (рис. 2.3,б) границы линий тока (пунктир) образуют расходящуюся воронку (диффузор). Вдоль струек тока происходит торможение потока (абсолютная скорость c уменьшается), сопровождающееся повышением статического давления и температуры. Дальнейшее торможение потока происходит в расширяющемся канале входного потока.

Рассмотренные входные устройства могут также применяться вплоть до небольших сверхзвуковых скоростей ($M_n < 1,5$).

2.1.3. Входные устройства для сверхзвуковых скоростей

Общая схема сверхзвукового ВУ состоит из конфузора и диффузора (рис. 2.4). В выходном сечении конфузора, как известно, можно затормозить сверхзвуковой поток только до скорости звука. Дальнейшее торможение потока и соответственно повышение давления происходит с помощью системы косых и завершающего прямого скачков уплотнения и смешанного сжатия.

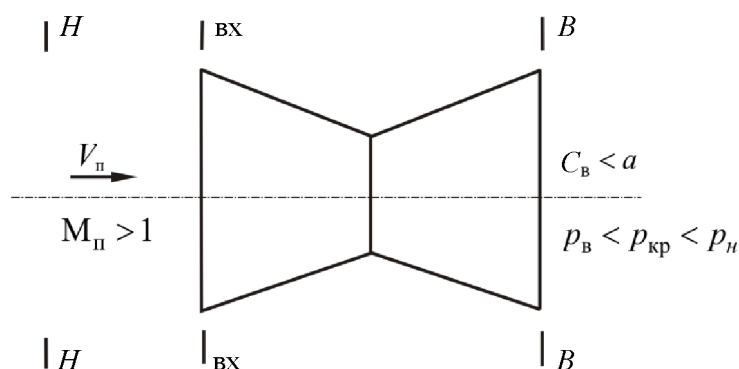


Рис. 2.4. Расчетная схема сверхзвукового входного устройства

Система скачков может быть образована элементами конструкции ВУ, установленными под определенным углом β к направлению потока.

В неподвижном НА, имеющем межлопаточный канал расширяющейся формы, преобразование приобретенной в РК скорости в давление с одновременным падением скорости происходит уже без подвода внешней работы.

Современные сверхзвуковые ВУ организуют торможение потока с помощью системы косых и завершающего прямого скачков внешнего (рис. 2.5,а), внутреннего (рис. 2.5,б) и смешанного сжатия.

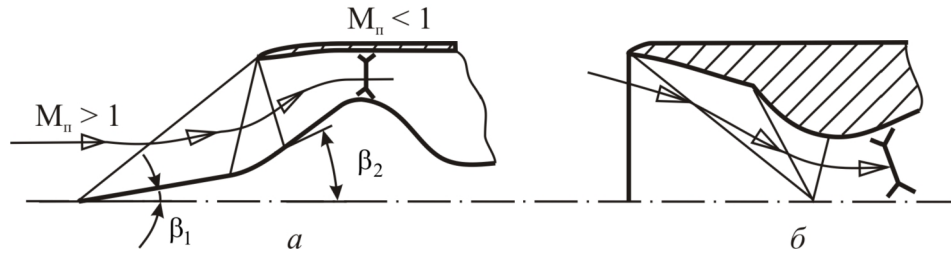


Рис. 2.5. Схема образования скачков уплотнения в сверхзвуковом входном устройстве:

а – внешнего сжатия; *б* – внутреннего сжатия

Система скачков может быть образована элементами конструкции ВУ, установленными под определенным углом β к направлению потока.

При увеличении числа скачков ступенчатая поверхность переходит в плавную и может осуществлять торможение потока изэнтропическим путем.

2.1.4. Характеристики входных устройств

Основными характеристиками ВУ являются дроссельные и скоростные.

Дроссельными характеристиками называют зависимости $\sigma_{вх}$, C_X от коэффициента расхода ϕ при фиксированных значениях $M_{п}$ (рис. 2.6).

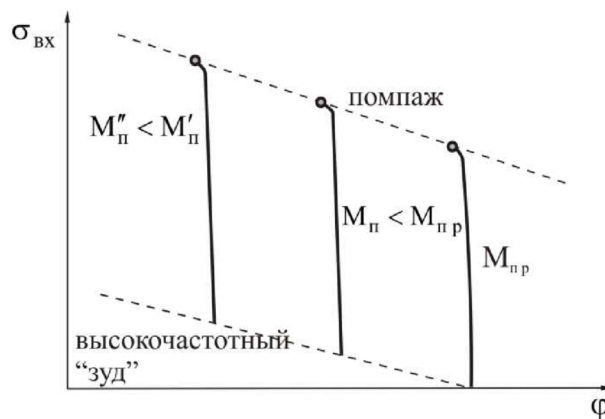


Рис. 2.6. Пример дроссельной характеристики сверхзвукового входного устройства

Скоростные характеристики (рис. 2.7) представляют собой зависимости $\sigma_{\text{вх}}$, $c_{\text{п}}$, φ от скорости $M_{\text{п}}$.

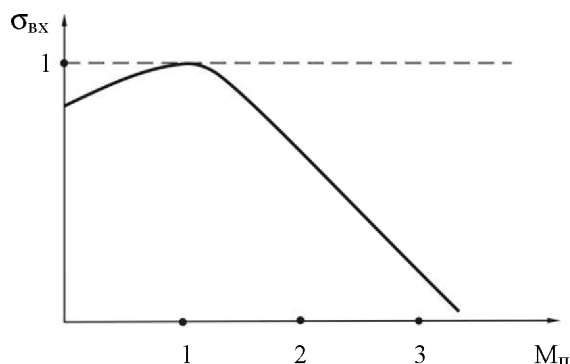


Рис. 2.7. Пример скоростной характеристики

Часто в качестве математической модели скоростной характеристики применяют выражение

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

Для дозвуковых ВУ обычно принимают

$$\sigma_{\text{вх}} = 0,99 \dots 0,995 \quad [1];$$

$$\sigma_{\text{вх}} = 0,96 \dots 0,99 \text{ (самолетный канал).}$$

2.2. КОМПРЕССОРЫ ВРД

Компрессор предназначен для повышения давления воздуха, что необходимо для лучшего преобразования в полезную работу тепла, подводимого к рабочему телу в КС.

В авиационных ГТД применяются многоступенчатые осевые компрессоры (ОК) (рис. 2.8), центробежные (ЦБК) (рис. 2.9), их комбинация – осецентробежный компрессор (рис. 2.10), диагональные компрессоры (рис. 2.11).

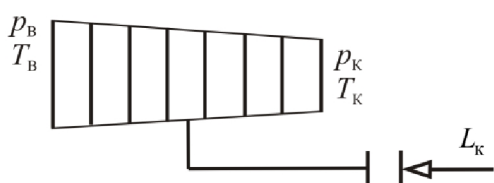


Рис. 2.8. Схема многоступенчатого осевого компрессора



Рис. 2.9. Схема центробежного компрессора

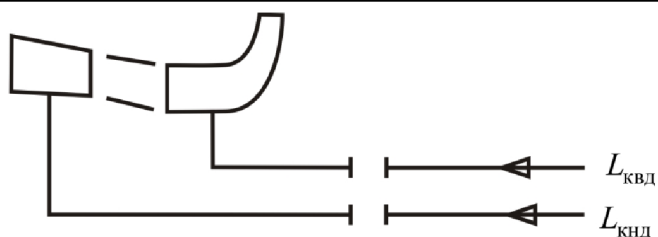


Рис. 2.10. Схема осецентрированного компрессора



Рис. 2.11. Схема диагонального компрессора

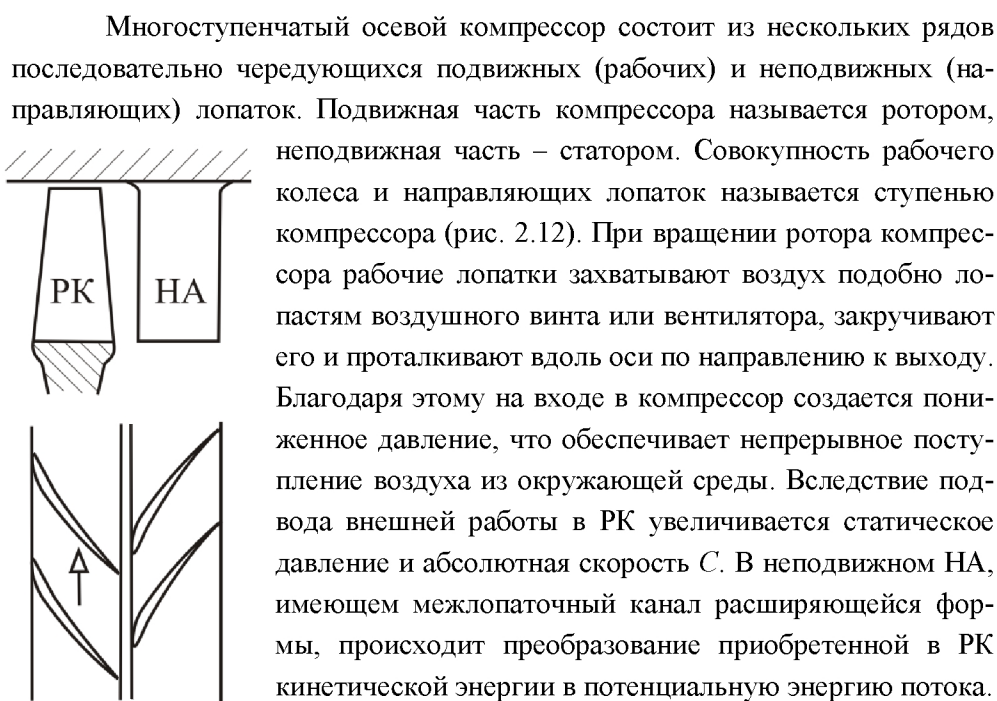


Рис. 2.12. Схема работы ступени компрессора

Многоступенчатый осевой компрессор состоит из нескольких рядов последовательно чередующихся подвижных (рабочих) и неподвижных (направляющих) лопаток. Подвижная часть компрессора называется ротором, неподвижная часть – статором. Совокупность рабочего колеса и направляющих лопаток называется ступенью компрессора (рис. 2.12). При вращении ротора компрессора рабочие лопатки захватывают воздух подобно лопастям воздушного винта или вентилятора, закручивают его и проталкивают вдоль оси по направлению к выходу. Благодаря этому на входе в компрессор создается пониженное давление, что обеспечивает непрерывное поступление воздуха из окружающей среды. Вследствие подвода внешней работы в РК увеличивается статическое давление и абсолютная скорость C . В неподвижном НА, имеющем межлопаточный канал расширяющейся формы, происходит преобразование приобретенной в РК кинетической энергии в потенциальную энергию потока.

Важнейшими параметрами компрессора являются:

- степень повышения давления в компрессоре:

$$\pi_{\kappa}^* = \frac{p_{\kappa}^*}{p_{\text{в}}^*} = \frac{p_{\kappa}^*}{\sigma_{\text{вх}} p_{\text{и}}^*};$$

- работа компрессора, приходящаяся на 1 кг/с расхода воздуха:

$$L_{\kappa} = \frac{\frac{k}{k-1} R T_{\text{в}}^* \left(\pi_{\kappa}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\eta_{\kappa}} = \frac{k}{k-1} R (T_{\kappa}^* - T_{\text{в}}^*) = (i_{\kappa}^* - i_{\text{в}}^*);$$

- изоэнтروпическая работа компрессора:

$$L_{\kappa S} = \frac{k}{k-1} R T_{\text{в}}^* \left(\pi_{\kappa}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right);$$

- изоэнтروпический КПД компрессора:

$$\eta_{\kappa S} = \frac{L_{\kappa S}}{L_{\kappa}};$$

- мощность компрессора:

$$N_{\kappa} = G_{\text{в}} L_{\kappa}.$$

Характеристика компрессора обычно представляется в следующем виде (рис. 2.13).

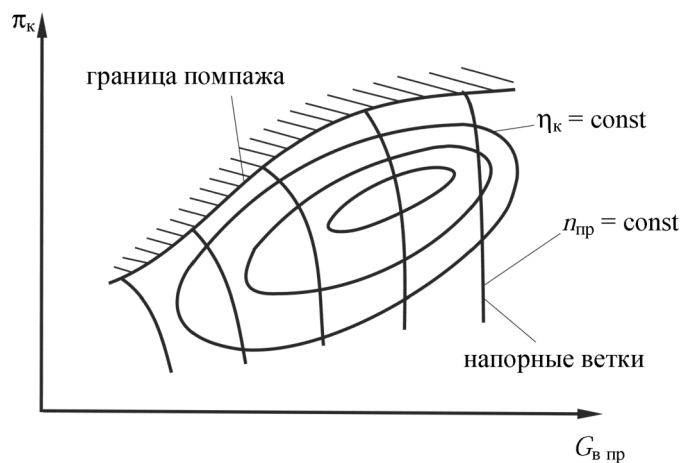


Рис. 2.13. Характеристика компрессора

Двух-, трехкаскадный компрессор – это высоконапорный агрегат, имеющий высокую суммарную степень повышения давления $\pi_{\Sigma}^* = \pi_{\text{кнд}}^* \pi_{\text{квд}}^*$. При изменении режима работы двигателя происходит скольжение роторов относительно друг друга, что благоприятно сказывается на повышении устойчивости работы компрессора.

2.3. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВРД

Камеры сгорания предназначены для эффективного и непрерывного подвода тепла к рабочему телу ВРД за счет сжигания топлива. Камеры сгорания должны отвечать основным требованиям.

1. Высокая полнота сгорания топлива:

$$\eta_{\Gamma} = \frac{Q_1}{Q_0},$$

где Q_1 – количество тепла, идущее на увеличение теплосодержания потока;
 Q_0 – располагаемое количество тепла;

$$Q_0 = q_m H_u.$$

Для основных КС $\eta_{\Gamma} = 0,97 \dots 0,99$, для форсажных КС $\eta_{\Gamma} = 0,90 \dots 0,95$.

2. Малые потери давления заторможенного потока в КС:

$\sigma_{\text{КС}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{К}}}$ – коэффициент восстановления давления заторможенного потока в КС;

$$\sigma_{\text{КС}} = 0,93 \dots 0,96.$$

3. Большая теплонапряженность КС:

$$Q_V = \frac{Q}{V_{\text{К}} p_{\text{К}}^*},$$

где $V_{\text{К}}$ – объем камеры сгорания.

4. Обеспечение заданного поля температур на выходе из КС. Важна равномерность температурного поля в окружном и радиальном направлениях.

5. Устойчивый процесс горения в широком диапазоне режимов работы двигателя и условий полета.

6. Надежный запуск на земле и в воздухе.

7. Низкое содержание сажи и вредных веществ в продуктах сгорания.

2.3.1. Устройство и принцип работы КС

Основная камера сгорания имеет следующее принципиальное устройство (рис. 2.14).

Диффузор служит для снижения скорости потока на входе в жаровую трубу (до 50...60 м/с). Это позволяет увеличить η_f и $\sigma_{КС}$, а также сократить длину КС.

Внутренняя жаровая труба с перфорацией служит для организации процесса горения топлива и смешения продуктов сгорания с оставшимся воздухом.

Наружный кожух служит корпусом КС.

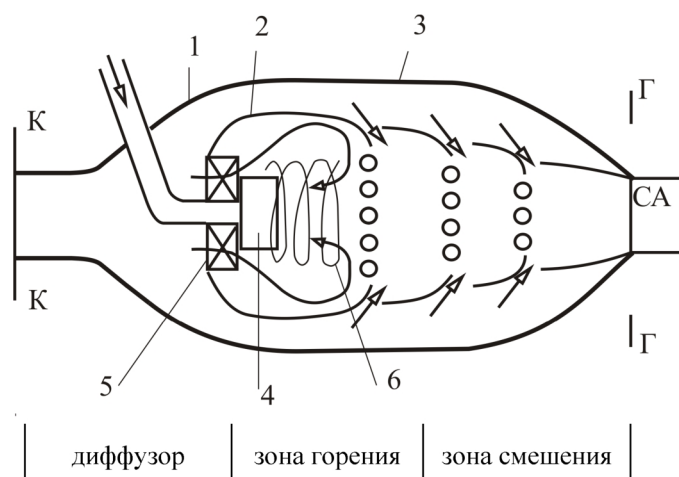


Рис. 2.14. Схема основной камеры сгорания: 1 – диффузор; 2 – внешняя жаровая труба; 3 – кожух КС; 4 – топливная форсунка; 5 – лопаточный завихритель; 6 – область обратных токов

Топливная форсунка служит для впрыска топлива в КС и его распыливания (чаще всего применяют центробежные форсунки). Давление топлива на входе форсунки составляет $p_m = 6,0...8,0$ МПа ($\approx 60...80$ атм.), угол распыла $110...130^\circ$.

Лопаточный завихритель служит для образования обратных токов. Воздух, проходящий через завихритель, закручивается. В центре образующегося вихря создается зона пониженного давления. Туда поступает часть продуктов сгорания с периферии. В результате образуется зона постоянно циркулирующих обратных токов.

Для полного сгорания 1 кг керосина (в среднем содержащего 85% углерода С и 15% водорода Н₂) теоретически необходимо $L_0 = 14,8$ кг воздуха, где L_0 – стехиометрический коэффициент. Отношение действительного количества воздуха, подведенного к топливу, к теоретически необходимому для полного его сгорания называется коэффициентом избытка воздуха.

$$\alpha = \frac{G_b}{G_m L_0} = \frac{1}{q_m L_0} - \text{коэффициент избытка воздуха,}$$

где $q_m = \frac{G_b}{G_m}$ – относительный расход топлива.

При $\alpha = 1$ – смесь стехиометрическая;

$\alpha < 1$ – “ богатая” (топливом) смесь;

$\alpha > 1$ – “бедная” (топливом) смесь.

Воздух, поступающий в КС, проходя через диффузор, снижает свою скорость. На выходе из диффузора воздух делится на две части:

- первичный – составляет 20...50% от G_b ;
- вторичный – составляет 50...80% от G_b .

Часть первичного воздуха проходит в жаровую трубу через лопаточный завихритель. Другая часть первичного воздуха проходит в жаровую трубу через систему отверстий в передней части. Первичный воздух принимает непосредственное участие в сгорании топлива. Топливо впрыскивается и распыливается центробежной форсункой. Под действием высокотемпературных обратных токов продуктов сгорания оно испаряется, перемешивается с первичным воздухом, воспламеняется и сгорает. Температура в этой зоне 1800...1900 К.

Продолжая движение по жаровой трубе, высокотемпературные продукты сгорания смешиваются с относительно холодным вторичным воздухом (в зоне смешения). Вторичный воздух проходит в жаровую трубу через систему отверстий и карманов и охлаждает продукты сгорания до $T_{\Gamma}^* = 1400...1600$ К, при которой обеспечивается надежная работа сопловых и рабочих лопаток турбины. Обычно на выходе из КС $\alpha = 3,5...5,5$.

Из уравнения теплового баланса:

$$i_k^* + Q_1 = i_{\Gamma}^*$$

или

$$c_{p\text{ в}} T_{\text{к}}^* + q_m H_u \eta_{\text{г}} = c_{p\text{ г}} T_{\text{г}}^*,$$

откуда

$$q_m = \frac{c_{p\text{ ср}} (T_{\text{г}}^* - T_{\text{к}}^*)}{H_u \eta_{\text{г}}}.$$

Эта достаточно приближенная, но простая формула позволяет определять относительный расход топлива. Можно также использовать номограммы $q_m = f(T_{\text{к}}^*, T_{\text{г}}^*)$.

2.3.2. Форсажные КС

Схема форсажной камеры приведена на рис. 2.15.

В продуктах сгорания, выходящих из основной КС, а затем и из турбины, еще много свободного кислорода ($\alpha = 3,5 \dots 5,5$). Он обеспечивает горение топлива в ФК. Такой процесс обеспечивает значительное увеличение тяги двигателя. Обычно $T_{\text{ф}}^* = 1800 \dots 2200 \text{ К}$, $\alpha_{\text{ф.к}} = 1,1 \dots 1,8$.

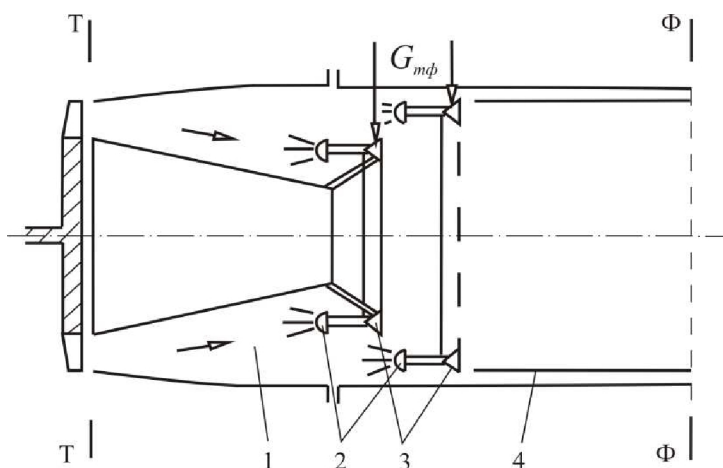


Рис. 2.15. Схема форсажной камеры:

- 1 – затурбинный диффузор; 2 – топливные форсунки;
3 – стабилизаторы пламени; 4 – теплозащитный экран

2.3.3. Вредные выделения КС и пути их снижения

В отработавших газах авиационных двигателей содержатся вредные компоненты. Главными из них являются монооксид углерода (СО), различ-

ные углеводородные соединения и различные оксиды азота (N_2O_5 – азотный ангидрид, N_2O_4 или NO_2 – диоксид азота, N_2O_3 – сексвиоксид азота, NO – моноксид азота, N_2O – гемиоксид азота), которые условно обозначаются C_nH_m и NO_x соответственно, а также дым.

Выход загрязняющего вещества j на каждом режиме работы двигателя оценивается индексом эмиссии EI_j , который представляет собой количество вредного вещества j в граммах, выделившегося при сгорании одного килограмма топлива. Так как CO и C_nH_m являются продуктами неполного сгорания топлива, их образование зависит, в основном, от тех же факторов, что и полнота сгорания топлива. В частности, с увеличением параметров p_k^* , T_k^* происходит уменьшение выделений CO и C_nH_m .

Этому же способствует обеспечение хорошего распыливания топлива и предварительное перемешивание его с воздухом; предотвращение попадания топлива на стенки камеры сгорания; рациональный подвод воздуха в пределах первичной зоны, обеспечивающей сгорание топлива при локальных значениях $\alpha = 1, 2 \dots 1, 6$.

Наибольшее выделение CO и C_nH_m наблюдается на режиме малого газа.

Закономерности образования окислов азота в КС противоположны закономерностям образования CO и C_nH_m . Окисление азота происходит при достаточно больших температурах ($T^* \geq 2000$ К). Образование NO_x заметно возрастает также при увеличении времени пребывания газа в КС. Максимальный выход NO_x наблюдается при взлетном режиме работы двигателя.

Содержание дыма (частиц углерода) в продуктах сгорания обусловлено сжиганием переобогащенной смеси ($\alpha < 1$). Дымление может существенно возрасти, если в первичной зоне основной камеры будет происходить горение двухфазной смеси, содержащей плохо распыленное топливо.

Основные трудности при создании камер сгорания с малым выбросом вредных веществ связаны с тем обстоятельством, что для снижения выхода CO , C_nH_m и NO_x необходимо проведение взаимно-противоположных мероприятий. Поэтому рациональная конструкция камеры сгорания должна представлять собой некоторый компромисс между требованиями, вытекающими из задачи уменьшения эмиссии этих двух групп загрязняющих компонентов. Для реализации этого компромисса были предложены двухъярусные и двухзонные камеры сгорания (рис. 2.16).

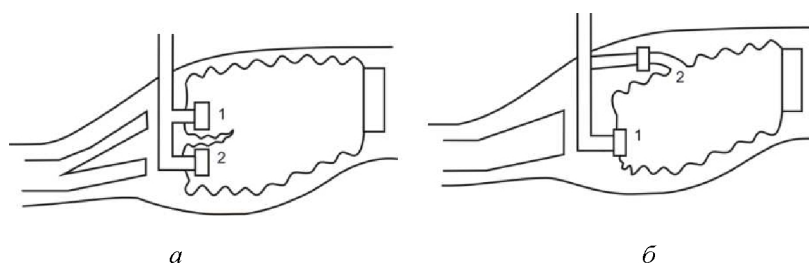


Рис. 2.16. Схемы основных камер сгорания с уменьшенными и вредными выделениями: а – двухъярусная КС; б – двухзонная КС

В двухъярусной камере сгорания ярус 1 настроен, главным образом, на работу на малом газе и на пусковых режимах. Этот ярус характеризуется сравнительно низкими значениями средней скорости течения, следовательно время пребывания смеси T здесь повышено. Это обеспечивает высокие значения η_f и низкий выход CO и C_nH_m на режимах малого газа. Ярус 2 работает на основных режимах (основная зона горения) и характеризуется повышенными значениями скоростей и α . Это приводит к уменьшению выхода окислов азота.

Двухзонная КС имеет зону малого газа 1 и расположенную вслед за ней основную зону горения 2, куда топливо подается лишь на основных режимах работы. Благодаря тому, что в зоне 2 скорости повышены и смесь обеднена, достигается снижение образования NO_x .

2.4. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ

В газовой турбине осуществляется преобразование потенциальной энергии газового потока в механическую работу на валу.

Типичная схема авиационной газовой турбины представлена на рис. 2.17. Здесь турбина ВД – одноступенчатая, НД – трехступенчатая. В данном случае турбина двухвальная и соответственно двухкаскадная.

В небольших двигателях применяют радиально-осевые турбины (рис. 2.18). Ступенью газовой турбины называют совокупность СА и РК (рис. 2.19).

Лопатки СА образуют сужающиеся каналы, газ в этих каналах поворачивается и увеличивает скорость, при этом падают давление и температура. Межлопаточные каналы РК также имеют уменьшающуюся площадь, приводящую к росту относительной скорости W и соответственно падению давле-

ния и температуры. При прохождении газового потока через РК возникает разность давлений на вогнутой и выпуклой поверхностях. На корытце – повышенное давление, на спинке – пониженное. Равнодействующая всех газовых сил приводит к образованию крутящего момента.

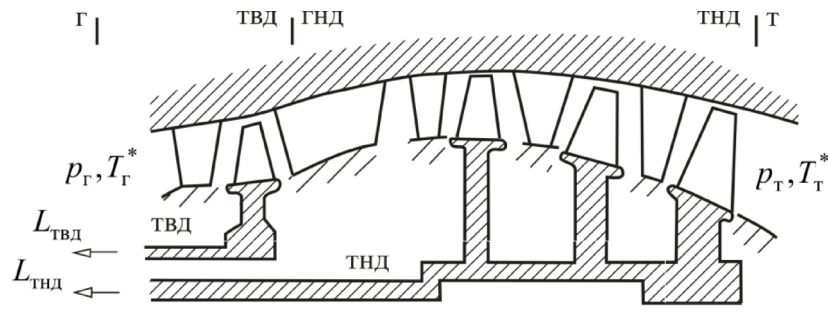


Рис. 2.17. Схема двухкаскадной газовой турбины

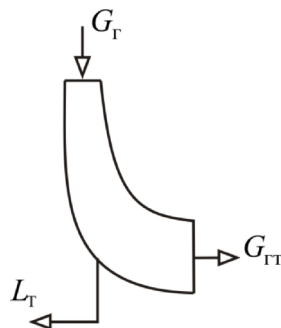


Рис. 2.18. Схема радиально-осевой газовой турбины

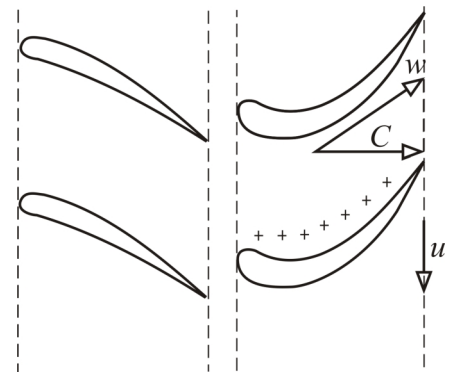


Рис. 2.19. Схема ступени газовой турбины

Важнейшими параметрами турбины являются:

- степень понижения давления:

$$\pi_T = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_T};$$

- работа турбины:

$$L_T = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1}}} \right) \eta_T;$$

- изоэнтропическая работа:

$$L_{тS} = \frac{k_r}{k_r - 1} R T_r^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{тr}^{\frac{k_r}{k_r - 1}}} \right) = \frac{k_r}{k_r - 1} R (T_r^* - T_{тS}^*);$$

- пропускная способность:

$$A_t = \frac{G_r \sqrt{R T_r^* 10^3}}{\rho_r^* 10^3}, \text{ м}^2;$$

- изоэнтропический КПД:

$$\eta_{тS} = \frac{L_t}{L_{тS}};$$

- мощность турбины:

$$N_t = G_t L_t, \text{ кВт.}$$

Характеристика турбины во многих рассматриваемых при термогазодинамических расчетах случаях обычно представляется в виде $A_t = f(\pi_{тr}^*)$, $\eta_t = f(\pi_{тr}^*)$. Часто в упрощенных расчетах принимают $A_t = \text{const}$, $\eta_t = \text{const}$.

Для обеспечения значительных мощностей (как правило, каскады НД ТРДД и турбины ТВД) применяют многоступенчатые турбины.

2.5. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА

Основным элементом выходного устройства является сопло. Сопло предназначено для преобразования располагаемой потенциальной энергии давления газа за турбиной в кинетическую энергию направленного движения газа. Одновременно с этим сопло выполняет еще одну важнейшую функцию: сопло, являясь дросселирующим элементом за турбиной, обеспечивает согласование режимов работы элементов турбокомпрессора. Согласование достигается за счет правильного подбора площади сечения сопла.

2.5.1. Основные требования к соплам

1. Превращение располагаемой потенциальной энергии газа в кинетическую с минимальными потерями.

2. Обеспечение наилучшего согласования режимов работы узлов турбокомпрессора на всех режимах полета.

3. Простота конструкции, малая масса.

Учитывая, что в идеальном процессе расширения в выходном устройстве

$$i_t^* - i_{cs} = \frac{C_{cs}^2}{2},$$

получим

$$\begin{aligned} C_{cs} &= \sqrt{2(i_t^* - i_{cs})} = \sqrt{2c_{pg}(T_t^* - T_{cs})} = \sqrt{2c_{pg}T_t^* \left(1 - \frac{T_{cs}}{T_t^*}\right)} = \\ &= \sqrt{2c_{pg}T_t^* \left(1 - \frac{1}{T_t^*/T_{cs}}\right)} = \sqrt{2c_{pg}T_t^* \left(1 - \frac{1}{\pi_c^{\frac{k-1}{k}}}\right)}. \end{aligned}$$

То есть скорость на срезе сопла C_{cs} пропорциональна T_t^* и $\pi_c = \frac{p_t^*}{p_c}$.

Существуют два основных вида сопел:

- сужающиеся сопла;
- сопла Лавалья.

2.5.2. Рабочие процессы в соплах

В ГТД СТ расширяющиеся сопла, выхлопные патрубки, в отличие от рассмотренных сопел, тормозят поток для выравнивания статического давления до атмосферного.

Сужающееся сопло (дозвуковое) показано на рис. 2.20.

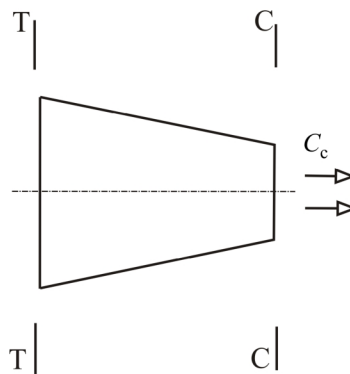


Рис. 2.20. Схема сужающегося сопла

Если $\pi_{с\text{ расч}} \leq \pi_{с\text{ кр}} = 1,86$, то $p_c = p_n$, $\lambda_c \leq 1$ и истечение дозвуковое.

Если $\pi_{с\text{ расч}} > \pi_{с\text{ кр}} = 1,86$, то $p_c > p_n$, $\lambda_c = 1$, а дальнейшее расширение газа осуществляется за соплом.

При $\pi_{с\text{ расч}} > 1,86$ сужающиеся сопла имеют большие потери из-за недорасширения газа. Поэтому сужающиеся сопла применяют при $\pi_{с\text{ расч}} \leq 1,86$. Такие степени понижения давления реализуются, в основном, у ТВД и ТРДД, предназначенных для дозвуковых самолетов.

Для того чтобы обеспечить при $\pi_{с\text{ расч}} > \pi_{с\text{ кр}}$ полное расширение, применяют сопла Лавалья (рис. 2.21).

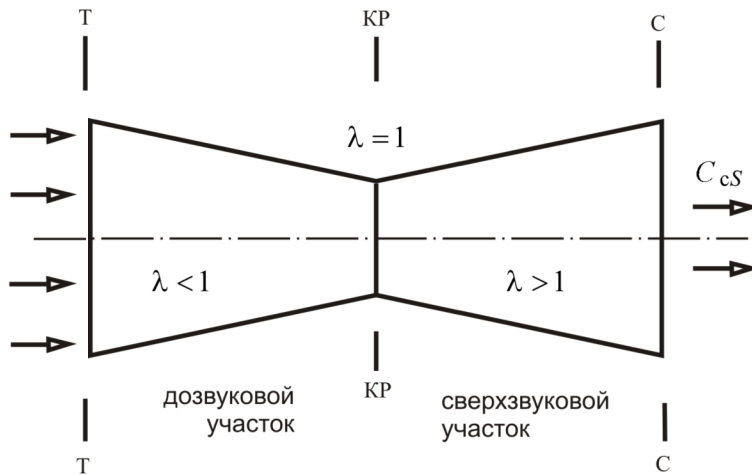


Рис. 2.21. Схема сопла Лавалья

При $\pi_{с\text{ расч}} > \pi_{с\text{ кр}}$ от сечения Т-Т до сечения КР-КР скорость увеличивается и в сечении КР-КР скорость достигает скорости звука ($\lambda_{кр} = 1$).

При движении газа по соплу от сечения КР-КР до сечения С-С давление падает и достигает в сечении С-С на расчетном режиме $p_c = p_n$. Скорость на этом участке сверхзвуковая и возрастает по мере движения газа. Чтобы расширить диапазон расчетных режимов работы сопла Лавалья, применяют регулирование площадей ($F_{кр}$ и F_c) его характерных сечений.

Потери в выходном устройстве оценивают следующими параметрами:

1. Коэффициент скорости

$$\varphi_c = \frac{C_c}{C_{cS}} < 1, \quad \varphi_c = 0,97 \dots 0,995;$$

$$C_c = \varphi_c \sqrt{2c_{p\Gamma} T_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_c^{\frac{k_r-1}{k_r}}} \right)}.$$

2. Коэффициент восстановления давления заторможенного потока

$$\sigma_c = \frac{p_c^*}{p_T} = f(\varphi_c, \pi_c), \sigma_c = 0,965 \dots 0,985.$$

3. КПД сопла $\eta_c = \frac{C_c^2/2}{C_{cS}^2/2} = \left(\frac{C_c}{C_{cS}} \right)^2 = \varphi_c^2.$

4. Относительный выходной импульс

$$\bar{I} = \frac{I_c}{I_{cS}} = \frac{G C_c + F_c(p_c - p_H)}{G C_{cS}}.$$

2.5.3. Реверс тяги

Изменение направления действия тяги на противоположное называют реверсом тяги. В результате реверса тяги возникает отрицательная тяга, направленная против движения самолета и вызывающая его торможение. Реверс тяги является эффективным средством сокращения длины пробега самолета при посадке. Реверс тяги осуществляют поворотом газового потока, выходящего из двигателя, при помощи специальных реверсивных устройств. Их разделяют на два типа:

- решетчатые (рис. 2.22);
- створчатые (рис. 2.23).

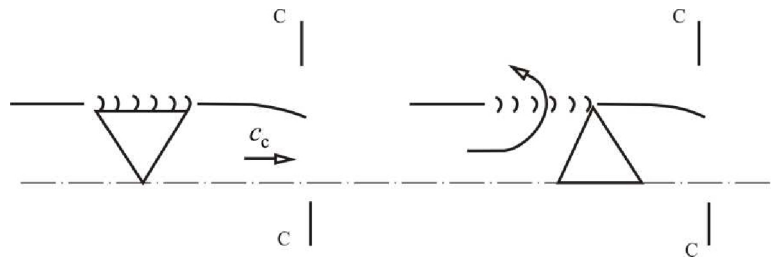


Рис. 2.22. Схема решетчатого реверсивного устройства

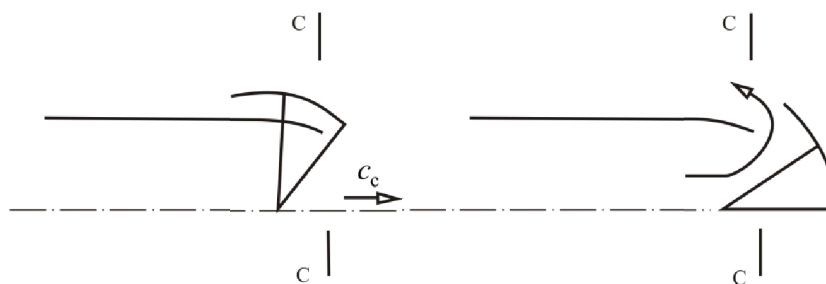


Рис. 2.23. Схема створчатого реверсивного устройства

Эффективность реверсивных устройств оценивается коэффициентом реверсирования тяги, который равен отношению тяги при реверсе $P_{\text{дв реверс}}$ к прямой тяге двигателя $P_{\text{дв}}$.

$$K_{\text{рев}} = P_{\text{рев}} / P_{\text{дв}}.$$

Для современных ГТД $K_{\text{рев}} = 0,3 \dots 0,6$, что обеспечивает сокращение длины пробега тяжелых самолетов в $2 \dots 2,5$ раза по сравнению с длиной пробега при использовании только колесных тормозов.

Включение реверсивного устройства при посадке производится на режиме малого газа после касания самолетом взлетно-посадочной полосы. Затем осуществляется перевод режима работы двигателя примерно до $0,75 \dots 0,85$ от максимального продолжительного режима. Время работы двигателя при включенном реверсивном устройстве на режиме максимальной обратной тяги ограничено (не более 1 минуты) из-за возможного перегрева элементов конструкции двигателя и возникновения неустойчивой работы двигателя из-за попадания горячих газов на вход в двигатель.

Резюме

(к главе 2 «РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ВРД»)

1. Входные устройства (ВУ) силовой установки с ВРД предназначены для эффективного преобразования кинетической энергии набегающего потока в потенциальную энергию давления.

2. Основные требования, предъявляемые к ВУ ВРД, следующие:

- малые потери давления заторможенного потока на всех режимах полета;

- малое внешнее сопротивление;
- равномерность полей скорости и давления, а также отсутствие значительных пульсаций потока на входе в компрессор или КС;

- отсутствие срывных и помпажных режимов работы;
- малая масса, габариты, простота конструкции и регулирования.

3. Основными параметрами ВУ предлагается считать коэффициенты сохранения давления заторможенного потока $\sigma_{вх}$, расхода ϕ и внешнего лобового сопротивления C_x .

4. В зависимости от особенностей течения потока в ВУ они разделяются на ВУ для дозвуковых и сверхзвуковых скоростей. Последние используют для торможения потока скачки уплотнения внешнего и внутреннего сжатия.

5. Основными характеристиками ВУ являются дроссельные (зависимости $\sigma_{вх}$, C_x от коэффициента расхода ϕ при фиксированных $M_{пл}$) и скоростные (зависимости $\sigma_{вх}$, c_v , ϕ от числа Маха).

6. Компрессоры ВРД предназначены для повышения давления воздуха, что необходимо для эффективного преобразования в полезную работу тепла, подводимого к рабочему телу в КС.

7. В авиационных ГТД применяются многоступенчатые осевые компрессоры, центробежные (ЦБК), их комбинации – осецентрибежные, диагональные компрессоры.

8. К числу основных параметров компрессора относят степень повышения давления π_k , действительную и изэнтропическую работы, приходящиеся на 1 кг/с расхода воздуха, L_k и $L_{кс}$ соответственно, мощность N_k компрессора.

9. Характеристики компрессоров, как правило, представляются в виде зависимостей π_k , $\eta_k = f(G_{в пр})$.

10. Камеры сгорания предназначены для эффективного и непрерывного подвода тепла к рабочему телу ВРД за счет сжигания топлива.

11. КС должны отвечать основным требованиям:

- высокая полнота сгорания топлива η_r ;
- малые потери давления заторможенного потока в КС, учитываемые коэффициентом восстановления давления заторможенного потока в КС $\sigma_{кс}$;
- большая теплонапряженность КС Q_v ;
- обеспечение заданного поля температур на выходе из КС;

- равномерность температурного поля в окружном и радиальном направлениях;
- устойчивый процесс горения в широком диапазоне режимов работы двигателя и условий полета;
- надежный запуск на земле и в воздухе;
- низкое содержание сажи и вредных веществ в продуктах сгорания.

12. КС делятся на основные и форсажные. Режим работы КС может быть задан значениями коэффициента избытка воздуха α либо удельного расхода топлива q_m .

13. К вредным выбросам из КС относятся угарный газ (CO), различные углеводородные соединения (C_nH_m), окислы азота (NO_x), дыма (частиц углерода) и т.п. Для снижения вредных выбросов используются двухъярусные и двухзонные камеры сгорания.

14. В газовых турбинах осуществляется преобразование потенциальной энергии газового потока в механическую работу на валу. В зависимости от количества ступеней турбины являются одно- и многоступенчатыми, от частоты вращения – одно- и многокаскадными.

15. Основными параметрами турбин служат степень понижения давления π_t ; действительная и изоэнтропическая работ турбины L_t и L_{tS} соответственно; пропускная способность A_t , изоэнтропический КПД η_t и мощность N_t .

16. Характеристика турбины во многих рассматриваемых при термогазодинамических расчетах случаях представляется в виде $A_t = f(\pi_t)$, $\eta_t = f(\pi_t)$.

17. Основным элементом выходного устройства является сопло. Сопло предназначено для преобразования располагаемой потенциальной энергии давления газа за турбиной в кинетическую энергию направленного движения газа.

18. Основные требования к соплам:

- превращение располагаемой потенциальной энергии газа в кинетическую с минимальными потерями;
- обеспечение наилучшего согласования режимов работы узлов турбокомпрессора на всех режимах полета;
- простота конструкции, малая масса.

19. Потери в выходном устройстве оценивают с помощью коэффициентов скорости ϕ , восстановления давления заторможенного потока σ_c , КПД

сопла η_c и относительного выходного импульса $\bar{I}$, эффективность реверсивных устройств – коэффициентом реверсирования тяги $K_{\text{рев}}$.

Контрольные вопросы

1. Назначение входных устройств. Основные параметры режимов их работы и эффективности.
2. Требования, предъявляемые к входным устройствам ВРД. В чем заключается их противоречивость?
3. Роль входных устройств на силовых установках летательных аппаратов при различных скоростях полета.
4. Параметры, характеризующие состояние потока воздуха на входе в ВУ.
5. Схема течения в дозвуковом воздухозаборнике, реализующая процесс изменения параметров T , T^* , p и p^* на режиме работы, обеспечивающем $V_{\text{п}} > C_{\text{в}}$. Требуется иллюстрация процесса на i - S диаграмме.
6. Схема течения в дозвуковом воздухозаборнике, реализующая процесс изменения параметров T , T^* , p и p^* на режиме работы, обеспечивающем $V_{\text{п}} < C_{\text{в}}$. Требуется иллюстрация процесса на i - S диаграмме.
7. Внешнее лобовое сопротивление входного устройства. Его составляющие.
8. Причины изменения коэффициента расхода дозвукового ВУ.
9. Характеристики дозвукового ВУ.
10. Особенности торможения сверхзвукового потока.
11. Схема сверхзвукового ВУ внешнего сжатия и изменение параметров потока для расчетных условий работы.
12. Схема сверхзвукового ВУ внутреннего сжатия и изменение параметров потока для расчетных условий работы.
13. Дроссельные характеристики ВУ при $M_{\text{п}} = \text{const}$.
14. Скоростные характеристики ВУ.
15. Состав и назначение компрессора. Основные параметры рабочего процесса и эффективности.
16. Характеристика компрессора ГТД.
17. Параметры режима работы камер сгорания.
18. Показатели качества работы КС и требования, предъявляемые к ним.

-
19. Устройство и принцип работы основных камер сгорания.
 20. Устройство и принцип работы форсажных камер сгорания.
 21. Вредные выбросы из камер сгорания и пути их снижения.
 22. Принцип работы и назначение турбины. Основные параметры рабочего процесса и эффективности.
 23. Характеристики турбин ГТД.
 24. Устройство и принцип работы выходных устройств.
 25. Основные требования к соплам.
 26. Реверс тяги.

Глава 3

ВРД КАК ТЕПЛОВАЯ МАШИНА И ДВИЖИТЕЛЬ

Авиационная СУ служит для преобразования располагаемой (химической) энергии топлива в работу передвижения ЛА. В общем случае это осуществляется в два этапа:

- располагаемая энергия топлива превращается в механическую;
- механическая энергия превращается в полезную работу передвижения ЛА.

Каждый из этих этапов характеризуется своими особенностями и специфическими потерями энергии. Поэтому при изучении основных закономерностей рабочего процесса целесообразно вначале проанализировать два указанных этапа преобразования энергии и только после этого рассматривать двигатель в целом: ввести общие критерии эффективности и изучать их зависимость от различных факторов.

3.1. *i*-*S* ДИАГРАММА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВРД

Представим, что во всех характерных сечениях двигателя известны значения статического давления и температуры. Если их представить в *i*-*S* координатах, то получим диаграмму рабочего процесса ВРД (рис. 3.1):

H-*B* – динамическое повышение давления во входном устройстве;

B-*K* – механическое повышение давления в компрессоре;

K-*Г* – подвод тепла в камере сгорания;

Г-*T* – расширение газа в турбине;

T-*C* – расширение газа в выходном устройстве;

C-*H* – изобарический ($p_H = \text{const}$) процесс отвода тепла во внешнюю среду;

$\frac{V_{\Pi}^2}{2} = i_n^* - i_n = c_p (T_B^* - T_n)$ – удельная работа динамического повышения давления воздуха в воздухозаборнике;

$L_k = i_k^* - i_b^* = c_p (T_k^* - T_b^*)$ – удельная работа повышения давления воздуха в компрессоре;

$Q_1 = i_T^* - i_k^* = c_p (T_T^* - T_k^*)$ – тепло, подведенное к 1 кг воздуха;

$L_T = i_T^* - i_T = c_p (T_T^* - T_T)$ – удельная работа расширения газа в турбине;

$\frac{C_c^2}{2} = i_T^* - i_c = c_p (T_T^* - T_c)$ – удельная работа расширения газа в выходном устройстве;

$Q_2 = i_c - i_n = c_p (T_c - T_n)$ – тепло, отведенное от 1 кг рабочего тела в атмосферу;

$L_{сж} = L_k + \frac{V_n^2}{2} = i_k^* - i_n = c_p (T_k^* - T_n)$ – суммарная работа повышения давления воздуха;

$L_p = L_T + \frac{C_c^2}{2} = i_T^* - i_c = c_p (T_T^* - T_c)$ – суммарная работа расширения.

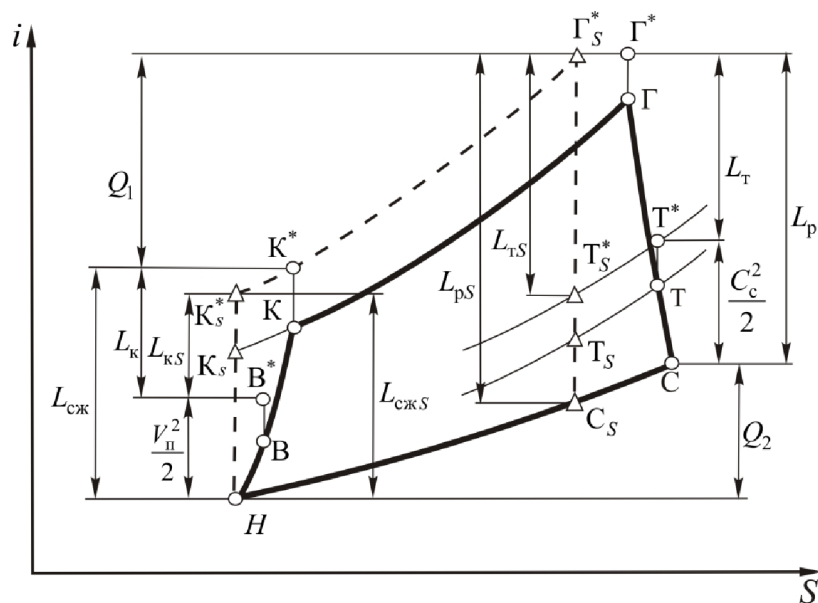


Рис. 3.1. Диаграмма рабочего процесса ВРД:

————— реальный цикл
 - - - - - идеальный цикл

3.2. РАБОТА ЦИКЛА ВРД

Физический смысл работы цикла: работа цикла – это полезно используемое тепло, т.е. разность между теплом, подведенным к 1 кг рабочего тела, и отведенным от него. Следовательно $L_e = Q_1 - Q_2$.

Определим работу цикла ВРД из уравнения энергии, которое запишем для сечения на входе и выходе из двигателя (H-H и C-C):

$$\begin{aligned} c_p T_H + \frac{V_H^2}{2} + L_k + Q_1 - L_r &= c_p T_c + \frac{C_c^2}{2}; \\ \frac{V_H^2}{2} + L_k + Q_1 - L_r &= \underbrace{c_p (T_c - T_H)}_{Q_2} + \frac{C_c^2}{2}; \\ L_e = Q_1 - Q_2 &= \frac{C_c^2 - V_H^2}{2} + \underbrace{L_r - L_k}_{L_{rII}}; \\ L_e &= \frac{C_c^2 - V_H^2}{2} + L_{rII}. \end{aligned} \quad (3.1)$$

Как видно из уравнения (3.1), работа цикла в общем случае затрачивается на механическую работу L_{rII} и на приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя.

В ТРД $L_{rII} = 0$, т.к. $L_r = L_k$, вся работа цикла идет только на приращение кинетической энергии.

В ТВД $L_{rII} = L_v$ расходуется на привод винта.

В ГТД со свободной турбиной L_{rII} расходуется на привод различных потребителей (например, несущий винт вертолета, гребной винт судна, гусеничный движитель и т.п.).

В ТРДД L_{rII} отводится из внутреннего в наружный контур (отсюда и обозначение – II).

3.2.1. Выражение работы цикла через параметры рабочего процесса

Полезная работа цикла:

$$L_e = Q_1 - Q_2.$$

Из уравнения энергии имеем:

$$L_{сж} + Q_1 = L_p + Q_2,$$

тогда

$$L_e = Q_1 - Q_2 = L_p - L_{сж}.$$

Для удобства перейдем от действительных работ L_p и $L_{сж}$ к идеальным:

$$L_e = L_{ps}\eta_p - \frac{L_{сs}}{\eta_{сж}} = c_{p\Gamma} (T_{\Gamma}^* - T_{сs}) \eta_p - c_p (T_{кс}^* - T_H) \frac{1}{\eta_{сж}},$$

$$L_e = c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{T_{\Gamma}^*/T_{сs}} \right) \eta_p - c_p T_H \left(\frac{T_{кс}^*}{T_H} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}}.$$

Сделаем преобразование:

$$\frac{T_{кс}^*}{T_H} = \left(\frac{p_{кс}^*}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{сs}}.$$

Тогда окончательно получим:

$$L_e = c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\Gamma}-1}{\pi_{\Sigma}^{k_{\Gamma}}}} \right) \eta_p - c_p T_H \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}}. \quad (3.2)$$

В уравнении (3.2) k_{Γ} и $c_{p\Gamma}$ зависят от состава рабочего тела и от его температуры. Введем коэффициент a :

$$a = c_{p\Gamma} \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\Gamma}-1}{\pi_{\Sigma}^{k_{\Gamma}}}} \right) \Bigg/ c_p \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}} \right).$$

На рис. 3.2 показано изменение коэффициента a в зависимости от температуры T_{Γ}^* и π_{Σ} .

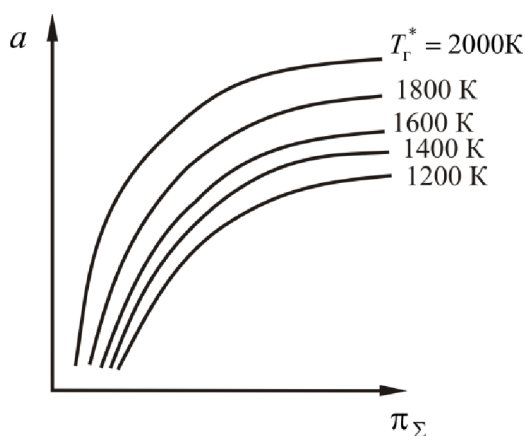


Рис. 3.2. Зависимость коэффициента a от T_{Γ}^* и π_{Σ}

Коэффициент a учитывает изменение свойств рабочего тела.

С учетом этого получим:

$$L_e = c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k}{k_{\Gamma}-1}}} \right) \eta_p a - c_p T_n \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}}. \quad (3.3)$$

Введение коэффициента $a \approx 1,02 \dots 1,06 = f(\pi_{\Sigma}, T_{\Gamma}^*)$ облегчает анализ уравнения (3.3).

Из полученного уравнения видно, что

$$L_e = f(\pi_{\Sigma}, T_{\Gamma}^*, T_n, \eta_{сж}, \eta_p),$$

а величины T_{Γ}^* , π_{Σ} называют параметрами цикла. Величины T_{Γ}^* , π_{Σ} , T_n , $\eta_{сж}$, η_p называют параметрами рабочего процесса.

При постоянных параметрах рабочего процесса работа цикла не зависит от p_n и V_n , однако следует иметь в виду, что при изменении V_n изменяется π_{Σ} , что влияет на L_e .

$$\pi_{\Sigma} = \pi_V \sigma_{вх} \pi_K, \text{ но } \pi_V = \frac{p_{в}^*}{p_n} = \sigma_{вх} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

при увеличении скорости полета V_n растет величина M_n , что приводит к увеличению π_V , а следовательно и π_{Σ} .

При одинаковых значениях параметров рабочего процесса (T_{Γ}^* , π_{Σ} , T_n , $\eta_{сж}$, η_p) три основных типа ГТД не отличаются друг от друга по величине работы цикла:

$$L_{e \text{ ТРД}} = L_{e \text{ ТРДД}} = L_{e \text{ ТВД}}.$$

3.3. ЗАВИСИМОСТЬ РАБОТЫ ЦИКЛА ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

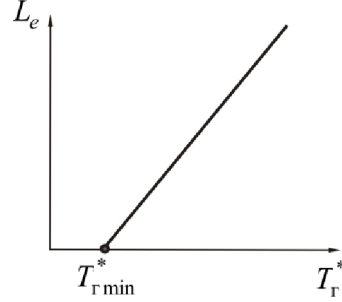
3.3.1. Зависимость работы цикла от температуры газа перед турбиной

Рассмотрим влияние температуры T_{Γ}^* при условии π_{Σ} , T_n , $\eta_{сж}$, $\eta_p = \text{const}$. Запишем выражение для работы цикла:

$$L_e = L_p - L_{сж} = c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k_{\Gamma}}}} \right) \eta_p a - c_p T_H \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}}.$$

Пусть T_{Γ}^* увеличивается, тогда при $L_c = \text{const}$ увеличивается L_p , значит увеличивается $L_e = A T_{\Gamma}^*$. Следовательно, работа цикла изменяется линейно в зависимости от изменения температуры T_{Γ}^* (рис. 3.3).

Рис. 3.3. Зависимость изменения работы цикла L_e от температуры T_{Γ}^*



При уменьшении T_{Γ}^* работа цикла уменьшается и при некоторой минимальной температуре $T_{\Gamma \min}^*$ обращается в ноль. Получим выражение для этой температуры:

$$c_p T_{\Gamma \min}^* \left(\frac{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k_{\Gamma}}}} \right) \eta_p a - c_p T_H \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}} = 0,$$

откуда

$$T_{\Gamma \min}^* = T_H \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} \frac{1}{\eta_p \eta_{сж} a}. \quad (3.4)$$

Из уравнения изоэнтропы известно, что

$$T_H \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} = T_{\kappa S}^*.$$

С учетом этого для идеального процесса ($\eta_{сж} = \eta_p = 1$)

$$T_{\Gamma \min}^* = T_{\kappa S}^*.$$

3.3.2. Зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления

Рассмотрим влияние π_Σ при условии

$$T_\Gamma^*, T_H, \eta_{сж}, \eta_p = \text{const}.$$

Запишем и затем преобразуем выражение для работы цикла.

$$\begin{aligned} L_e = L_p - L_{сж} &= c_p T_\Gamma^* \left(1 - \frac{1}{\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}} \right) \eta_p a - c_p T_H \left(\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}} = \\ &= c_p T_H \left(1 - \frac{1}{\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}} \right) \left[\frac{T_\Gamma^*}{T_H} \eta_p a - \pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} \frac{1}{\eta_{сж}} \right]. \end{aligned} \quad (3.5)$$

Проанализируем полученное. $L_e = 0$, если хоть одно выражение в скобках равно 0. Получим

$$L_e = 0 \begin{cases} \pi_\Sigma = 1 \\ \pi_\Sigma = \pi_{\Sigma \text{ пред}} = \left(\frac{T_\Gamma^*}{T_H} \eta_p \eta_{сж} a \right)^{\frac{k}{k-1}}. \end{cases}$$

В первом случае давление в КС равно атмосферному, отсутствует перепад давления при расширении газа и рабочее тело неработоспособно, хотя тепло к газу подводится.

Во втором случае работоспособность высокая. Почему же $L_e = 0$? Выразим T_Γ^* из выражения для $\pi_{\Sigma \text{ пред}}$.

$$T_\Gamma^* = \frac{T_H \pi_{\Sigma \text{ пред}}^{\frac{k-1}{k}}}{\eta_p \eta_{сж} a} = T_{\Gamma \text{ min}}^*,$$

т.е. при $T_\Gamma^* = \text{const}$ с увеличением π_Σ растёт T_K^* , поэтому уменьшается Q_1 и при $\pi_{\Sigma \text{ пред}}$ подведенного тепла хватает только на преодоление потерь.

Если $L_e = 0$ в двух случаях, то ясно, что L_e – величина положительная, значит, она должна иметь максимум.

Исследуем функцию $L_e = f(\pi_\Sigma)$ на экстремум. Обозначим при

этом $e = \pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}$, тогда

$$L_e = c_p T_\Gamma^* \left(1 - \frac{1}{e}\right) \eta_p a - c_p T_H (e - 1) \frac{1}{\eta_{сж}};$$

$$\frac{\delta L_e}{\delta e} = c_p T_\Gamma^* \eta_p \frac{1}{e^2} a - \frac{c_p T_H}{\eta_{сж}} = 0;$$

$$\frac{T_\Gamma^*}{T_H} \eta_p \eta_{сж} a - e^2 = 0;$$

$$e_{\text{opt}} = \sqrt{\frac{T_\Gamma^*}{T_H} \eta_p \eta_{сж} a};$$

$$\pi_{\Sigma \text{opt}}^{\frac{k-1}{k}} = \sqrt{\frac{T_\Gamma^*}{T_H} \eta_p \eta_{сж} a};$$

$$\pi_{\Sigma \text{opt}} = \sqrt{\left(\frac{T_\Gamma^*}{T_H} \eta_p \eta_{сж} a\right)^{\frac{k}{k-1}}} = \sqrt{\pi_{\Sigma \text{пред}}}.$$

Отсюда видно, что оптимальная степень повышения давления зависит от степени повышения температуры рабочего тела $\frac{T_\Gamma^*}{T_H}$ и потерь в цикле. Чем больше подведенное тепло и меньше потери, тем выше $\pi_{\Sigma \text{opt}}$.

На рис. 3.4. рассмотрена трансформация диаграммы идеального цикла при изменении π_Σ .

1. Величина π_Σ стремится к единице, тогда идеальный цикл характеризуется точками H, K', Γ', C', H . Видно, что работа расширения L_p приближается к нулю, растет величина температуры газа на срезе сопла $T_c = T_\Gamma^* - \frac{L_p}{c_p}$, увеличивается величина отведенной теплоты $Q_2 = c_p(T_c - T_H)$.

2. Если $\pi_\Sigma = \pi_{\Sigma \text{пред}}$, то идеальный цикл характеризуется точками H, K'', Γ'', C'', H ; соответственно растет работа сжатия, приближение точки K'' к точке Γ , а точки C'' к H означает, соответственно, снижение подведенной Q_1 и отведенной теплоты Q_2 . Увеличение π_Σ одновременно означает и рост температуры за компрессором T_K^* и соответственно уменьшение подведенной теплоты Q_1 .

При малых π_Σ преобладает влияние первого фактора, затем с ростом π_Σ преобладает второй фактор.

Таким образом, $\pi_{\Sigma \text{ opt}}$ зависит от $\frac{T_\Gamma^*}{T_H}$, $\eta_{сж}$, η_p и не зависит от p_H и V_Π .

Оптимальная степень повышения давления в компрессоре π_k , соответствующая $\pi_{\Sigma \text{ opt}}$, будет зависеть от скорости полета, т.к. $\pi_\Sigma = \pi_V \sigma_{вх} \pi_k$,

$$a \quad \pi_V = \left(1 + \frac{k+1}{2} M_\Pi^2 \right)^{\frac{k-1}{k}},$$

поэтому

$$\pi_{k \text{ opt}}(L_e) = \frac{\sqrt{\left(\frac{T_\Gamma^*}{T_H} \eta_p \eta_{сж} \right)^{\frac{k}{k-1}}}}{\sigma_{вх} \left(1 + \frac{k+1}{2} M_\Pi^2 \right)^{\frac{k-1}{k}}}.$$

Для значительного увеличения работы цикла необходимо увеличить не только T_Γ^* , но и π_Σ (рис. 3.6).

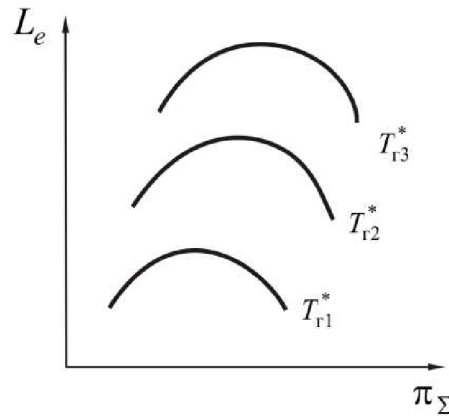


Рис. 3.6. Совместное влияние на L_e температуры T_Γ^* и π_Σ : $T_{\Gamma 3}^* > T_{\Gamma 2}^* > T_{\Gamma 1}^*$

Например, рост T_Γ^* от 1000 до 2000 К приводит к повышению $\pi_{\Sigma \text{ opt}}$ от 10 до 40, при этом происходит увеличение полезной работы L_e от 200 до 800 кДж/кг, т.е. в 4 раза.

3.4. ЭФФЕКТИВНЫЙ КПД

Эффективным КПД ВРД называют отношение полезной работы цикла L_e к располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива

$$\eta_e = \frac{L_e}{Q_0},$$

где $Q_0 = \frac{Q_1}{\eta_r}$ – располагаемая величина энергии топлива, приходящейся на 1 кг воздуха;

η_e – показывает, какая часть располагаемой энергии топлива преобразуется в полезную работу цикла и, следовательно, характеризует двигатель как топливную машину.

Из определения следует, что η_e является термическим КПД реального цикла, однако есть и отличия. Как известно из термодинамики

$$\eta_t = \frac{L_{e\text{ид}}}{Q_1} = 1 - \frac{Q_{2\text{ид}}}{Q_1} = 1 - \frac{1}{\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}}.$$

Учитывая, что $L_e = L_{e\text{ид}} - L_{r1}$,

где L_{r1} – работа, затрачиваемая на преодоление гидравлических и газодинамических потерь во внутреннем контуре двигателя, соответственно

$$\eta_{r1} = \frac{L_e}{L_{e\text{ид}}} = 1 - \frac{L_{r1}}{L_{e\text{ид}}}.$$

Учитывая также, что $Q_0\eta_r = Q_1$, получим, что $L_{r1} = f(\eta_r, \eta_{сж})$. Умножим и разделим на $L_{e\text{ид}}$:

$$\eta_e = \frac{L_e\eta_r}{Q_1} \frac{L_{e\text{ид}}}{L_{e\text{ид}}},$$

тогда $\eta_e \approx \eta_r\eta_t\eta_{r1}$, т.е. $\eta_e = f(T_\Gamma^*, \pi_\Sigma, T_H, \eta_r, \eta_{сж}, \eta_\Gamma)$.

Видно, что η_e зависит от тех же параметров, от которых зависит работа цикла, и от полноты сгорания топлива.

При одинаковых параметрах рабочего процесса три основных типа ГТД не отличаются друг от друга по величинам работы цикла и подведенного тепла. Следовательно, они будут иметь одинаковый эффективный КПД:

$$\eta_{e\text{ГРД}} = \eta_{e\text{ГРДД}} = \eta_{e\text{ГВД}}.$$

3.5. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА С ВРД КАК ДВИЖИТЕЛЬ

Движитель служит для преобразования работы цикла в полезную работу передвижения ЛА.

Различают струйные и винтовые движители. К первым относятся ТРД и ТРДД, ко вторым – винт ТВД. ТРД является одновременно и тепловой машиной, и движителем, ТРДД – внутренний контур является и тепловой машиной и движителем, наружный контур – только движителем. ТВД является примером раздельного выполнения тепловой машины и движителя.

3.5.1. Тяга движителя

Тягой называется реактивная сила, которая развивается движителем в результате его взаимодействия с рабочим телом. Тяга возникает вследствие того, что движитель отбрасывает рабочее тело в сторону, противоположную направлению полета, действуя на рабочее тело с определенной силой. С такой же силой, но противоположно направленной, рабочее тело воздействует на движитель, образуя реактивную силу (тягу).

Существуют понятия эффективной и внутренней тяги. Эффективная тяга – это равнодействующая всех сил, приложенных к внутренним и внешним поверхностям движителя. Внутренняя тяга – тяга, создаваемая движителем без учета внешних сопротивлений. То есть

$$P_{\text{эф}} = P_{\text{внутр}} - P_{\text{нар}}.$$

Расчет тяги ведут на основе теоремы импульсов Эйлера: *изменение полного импульса потока рабочего тела, проходящего через замкнутый контур, равно равнодействующей всех внешних сил, приложенных к объему рабочего тела, заключенного в этом контуре.*

Условно примем, что СУ неподвижна, а воздух набегаёт со скоростью $V_{\text{п}}$.

Для вывода формулы тяги, исходя из теоремы Эйлера, изобразим схему действия сил на контрольную поверхность, выделенную вокруг двигателя, и проходящую через него струю рабочего тела (рис. 3.7).

Рассмотренные силы действуют на плоскость:

$a-b$ – сечение невозмущенного потока $H-H$;

плоскость $в-г$ – сечение на срезе сопла $C-C$;

поверхности $аг$ и $бв$ – боковая поверхность струи входящего в двигатель потока и поверхность самого двигателя соответственно;

F_n – площадь струи в сечении $H-H$;

F_c – площадь сечения сопла на выходе.

Вывод формулы тяги будем проводить при допущении, что внешнее обтекание двигателя происходит без трения.

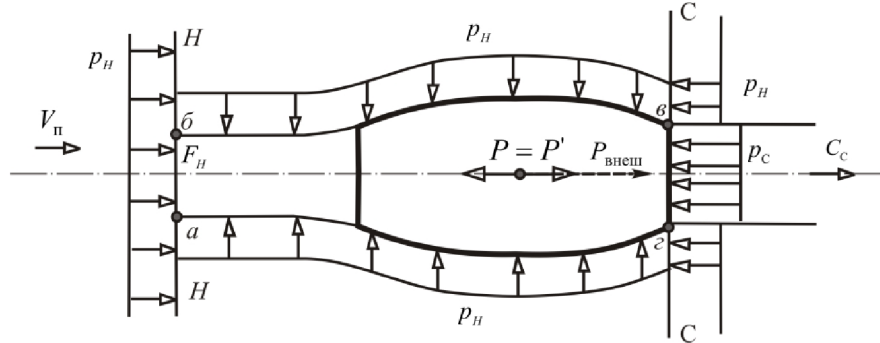


Рис. 3.7. Схема действия сил: $abvg$ – контрольная поверхность

Перечислим силы, действующие на выделенную поверхность $abvg$ в осевом направлении:

$P' = P$ – сила воздействия двигателя на поток, равная по величине силе тяги;

$P_{\text{внеш}}$ – горизонтальная проекция сил внешнего давления воздуха на боковую поверхность контура $abvg$; примем условно для этой составляющей знак “+”;

$p_n F_n$ – сила давления воздуха на поверхность $a-b$;

$p_c F_c$ – сила давления газа на поверхность $в-г$.

Поток входит в двигатель со скоростью $V_{\text{п}}$ и имеет секундное количество движения $G_{\text{в}} V_{\text{п}}$. Выходит поток со скоростью C_c и имеет секундное количество движения $G_{\text{т}} C_c$. Причем $V_{\text{п}} < C_c$. Силы, действующие по потоку – положительные, против потока – отрицательные.

Запишем систему всех сил в проекции на ось двигателя между сечениями H и C .

$$p_n F_n + P' + P_{\text{внеш}} - p_c F_c = G_{\text{т}} C_c - G_{\text{в}} V_{\text{п}}.$$

Добавим и отнимем из этого выражения величину $p_n F_c$, тогда получим

$$p_n F_n + P' + P_{\text{внеш}} - p_c F_c + p_n F_c - p_n F_c = G_{\text{т}} C_c - G_{\text{в}} V_{\text{п}}.$$

Если со стороны внутренней поверхности двигателя на газ действует сила P' , то со стороны газа и двигателя действует равная по направлению направленная сила P .

Обозначим

$$X_{\text{внеш}} = P_{\text{внеш}} + p_n(F_n - F_c);$$

и помня, что согласно третьему закону Ньютона

$$|P_{\text{дв}}| = |P'|,$$

запишем

$$P_{\text{дв}} = G_{\text{т}}C_{\text{с}} - G_{\text{в}}V_{\text{п}} - X_{\text{внеш}} + F_{\text{с}}(p_{\text{с}} - p_{\text{н}});$$

или, согласно определению

$$P_{\text{эф}} = P_{\text{внеш}} - X_{\text{внеш}},$$

получим

$$P_{\text{внут}} = P_{\text{дв}} = (G_{\text{т}}C_{\text{с}} - G_{\text{в}}V_{\text{п}}) + F_{\text{с}}(p_{\text{с}} - p_{\text{н}}),$$

где $(G_{\text{т}}C_{\text{с}} - G_{\text{в}}V_{\text{п}})$ – динамическая составляющая;

$F_{\text{с}}(p_{\text{с}} - p_{\text{н}})$ – статическая составляющая.

Так как $G_{\text{т}} = G_{\text{в}} + G_{\text{м}}$, то

$$P_{\text{дв}} = G_{\text{в}}[C_{\text{с}}(1 + q_{\text{м}}) - V_{\text{п}}] + F_{\text{с}}(p_{\text{с}} - p_{\text{н}}).$$

Учитывая, что $(1 + q_{\text{м}}) = 1,02 \dots 1,03 \approx 1$,

$$P_{\text{дв}} = G_{\text{в}}(C_{\text{с}} - V_{\text{п}}) + F_{\text{с}}(p_{\text{с}} - p_{\text{н}}).$$

При расчетном расширении газа в выходном устройстве $p_{\text{с}} = p_{\text{н}}$ имеем

$$P_{\text{дв}} = G_{\text{в}}(C_{\text{с}} - V_{\text{п}}).$$

На старте $V_{\text{п}} = 0$, тогда $P_{\text{дв}} = G_{\text{в}}C_{\text{с}}$.

Следует помнить, что тяга является результирующей всех сил, приложенных ко всем поверхностям движителя. Составляющие тяги образуются во всех элементах, где есть изменение полного импульса потока, и приложены, соответственно, ко всем элементам движителя. Неверно представление, что тяга образуется только в сопле и приложена к соплу.

3.6. УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВРД

Для сравнения различных ВРД используют удельные параметры.

$$1. \text{ Удельная тяга } P_{уд} = \frac{P_{дв}}{G_B}, \frac{\text{кН} \cdot \text{с}}{\text{кг}}.$$

Чем больше $P_{уд}$ при заданной $P_{дв}$, тем меньше G_B , меньше габаритные размеры двигателя и его аэродинамическое сопротивление.

$$P_{уд} = G_B[C_c(1 + q_m) - V_{п}] + F_c(p_c - p_n);$$

$$P_{уд} = (1 + q_m)C_c - V_{п} + (p_c - p_n)F_c/G_B = C_c - V_{п} + \frac{(p_c - p_n)F_c}{G_B}.$$

Для расчетного режима $P_{уд} = C_c - V_{п}$.

2. Удельный расход топлива

$$C_{уд} = \frac{G_{мч}}{P_{дв}}, \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$$

характеризует экономичность ДЛА.

$$C_{уд} = \frac{3600 q_m}{P_{уд}}.$$

3. Удельная масса двигателя

$$\gamma_{дв} = \frac{M_{дв}}{P_{дв}}, \frac{\text{кг}}{\text{кН}}$$

характеризует массовое совершенство двигателя.

4. Удельная лобовая тяга

$$P_{лоб} = \frac{P_{дв}}{F_{лоб}}, \frac{\text{кН}}{\text{м}^2}$$

оценивает внешние габариты, от которых зависит аэродинамическое совершенство двигателя.

5. Удельный объем двигателя

$$V = \frac{V_{дв}}{P_{дв}}, \frac{\text{м}^3}{\text{кН}}.$$

3.7. КПД ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

При сгорании топлива выделяемая теплота подводится к рабочему телу.

$$Q_1 = Q_0 \eta_{\Gamma},$$

где $Q_0 = \frac{G_{m\text{ ч}} H_u}{3600 G_B}$ – количество теплоты в секунду на 1 кг воздуха.

Двигатель преобразует механическую работу, численно равную работе цикла, в полезную работу, необходимую для передвижения ЛА, $P_{\text{дв}} V_{\text{п}}$ – полезная работа по перемещению ЛА в единицу времени ($A_{\text{полезн}} = P_{\text{дв}} L_{\text{п}}$).

Тогда общий КПД

$$\eta_o = \frac{P_{\text{уд}} V_{\text{п}}}{Q_0}.$$

Общим КПД называют отношение полезной работы передвижения ЛА к располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива.

Общий КПД характеризует двигатель в целом: и как тепловую машину, и как двигатель. Используем выражение для $C_{\text{уд}}$ для установления связи между удельным расходом топлива и общим КПД:

$$C_{\text{уд}} = \frac{G_{m\text{ ч}}}{P_{\text{дв}}},$$

$$\text{т.к. } G_{m\text{ ч}} = \frac{3600 Q_0 G_B}{H_u},$$

$$\text{а } P_{\text{дв}} = P_{\text{уд}} G_B, \text{ то}$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 Q_0 G_B}{H_u} \cdot \frac{1}{P_{\text{уд}} G_B}.$$

Умножим и разделим это выражение на $V_{\text{п}}$:

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 Q_0 G_B}{H_u P_{\text{уд}} G_B} \cdot \frac{V_{\text{п}}}{V_{\text{п}}} = \frac{3600 V_{\text{п}}}{H_u \eta_o}.$$

Как следует из этого выражения, удельный расход топлива при $V_{\text{п}} = \text{const}$ и $H_u = \text{const}$ изменяется обратно пропорционально общему КПД. Общий КПД лучших ТРД примерно равен 0,3. Так как при $V_{\text{п}} = 0$ $\eta_o = 0$, а большая часть испытаний авиационных двигателей ведется в стендовых условиях ($V_{\text{п}} = 0$), на практике в качестве критерия эффективности используется удельный расход топлива.

Важное значение имеет полетный (тяговый) КПД.

$L_e G_B$ – располагаемая работа движителя в единицу времени;

$P_{\text{дв}} V_{\text{п}}$ – полезная работа по передвижению ЛА в единицу времени,

тогда

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{P_{\text{дв}} V_{\text{п}}}{L_e G_B} = \frac{P_{\text{уд}} V_{\text{п}}}{L_e} = \frac{P_{\text{уд}} V_{\text{п}}}{\frac{C_s^2 V_{\text{п}}^2}{2}}.$$

Если подставить $P_{\text{уд}} = C_s - V_{\text{п}}$, то, преобразуя, получим:

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{(C_s - V_{\text{п}}) V_{\text{п}}}{\frac{C_s^2 - V_{\text{п}}^2}{2}} = \frac{2}{1 + \frac{C_s}{V_{\text{п}}}}.$$

Полетный КПД показывает, какая часть кинетической энергии, приобретенной потоком газа в двигателе, преобразуется в полезную (тяговую) работу.

$$\text{Из сопоставления формул для } \eta_e = \frac{L_e}{Q_0}, \quad \eta_o = \frac{P_{\text{уд}} V_{\text{п}}}{Q_0} \quad \text{и} \quad \eta_{\text{тяг}} = \frac{P_{\text{уд}} V_{\text{п}}}{L_e}$$

следует, что

$$\eta_o = \eta_e \eta_{\text{тяг}}.$$

3.8. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ БАЛАНС ВРД

Представим наглядно преобразование располагаемой химической энергии топлива Q_0 , приходящейся на 1 кг рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя, в работу по перемещению летательного аппарата ГТД. Величину Q_0 примем за 100% (рис. 3.8).

Вследствие неполного сгорания топлива часть теплоты от располагаемой энергии Q_0 не выделяется в камере сгорания, а выбрасывается в атмосферу с продуктами неполного сгорания $[(1 - \eta_r)Q_0]$.

Основная часть энергии подводится к рабочему телу. Во внутреннем контуре двигателя совершается процесс преобразования теплоты, подведенной к рабочему телу, в механическую энергию.

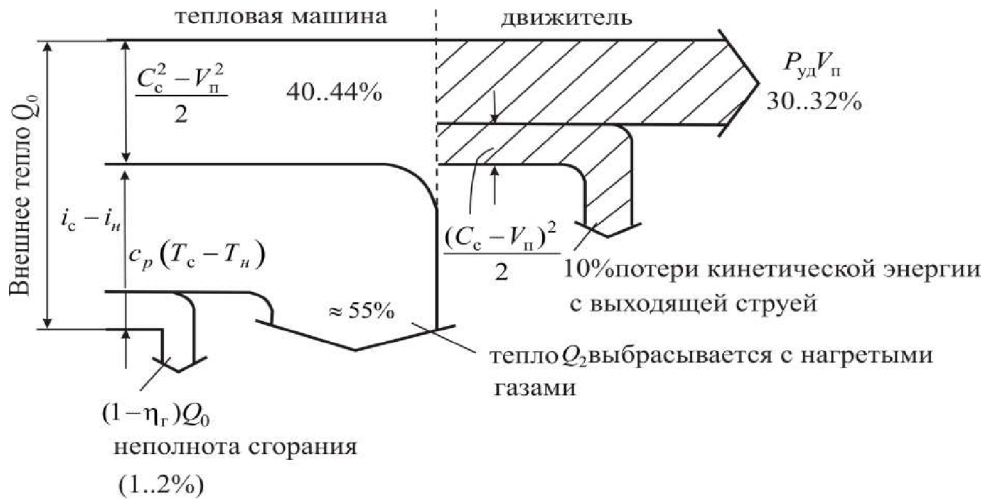


Рис. 3.8. Энергетический баланс ВРД

Часть этой теплоты $Q_2 = i_c - i_n$ выбрасывается в атмосферу с нагретыми выхлопными газами (величина Q_2 складывается из тепловых потерь, обусловленных термодинамическим несовершенством цикла, которые учитываются термическим КПД, и потерь $L_{тр}$, возникающих под влиянием сил вязкости в процессе расширения).

Остальная теплота $Q_1 - Q_2$, называемая работой цикла, преобразуется в механическую энергию.

Так как отношение работы цикла к располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива равно эффективному КПД, а энергия Q_0 принята за 100%, то величина работы цикла количественно равна эффективному КПД (в процентах). В рассматриваемом примере работа цикла составляет 40...44% от тепла, внесенного в двигатель сгоревшим топливом.

В движителе механическая энергия, равная работе цикла, преобразуется в удельную полезную работу передвижения летательного аппарата; для 1 кг рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя, она равна произведению $P_{уд} V_n$ ($\approx 30...32\%$). При этом часть работы L_e идет на

преодоление потерь, которые складываются из гидравлических $L_{гп}$ и потерь кинетической энергии с выходящей струей:

$$L_c = \frac{(C_c - V_{гп})^2}{2}.$$

Часть работы L_e , идущая на преодоление гидравлических потерь, преобразуется в тепловую энергию и выбрасывается в атмосферу в виде нагретого рабочего тела, выходящего из наружного контура. Эти потери учитываются коэффициентом гидравлических потерь $\eta_{гп}$. Для ТРД $\eta_{гп} = 1$, так как движитель ТРД является одновременно основным контуром, потери в котором учитываются эффективным КПД. В ТРДД и ТВД на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре (винте) затрачивается соответственно 5 и 8% от Q_0 . Это означает, что приращение кинетической энергии рабочего тела от работы цикла составляет 90% ($\eta_{гп} = 0,9$) и 84% ($\eta_{гп} = 0,84$).

В ТРД, ТРДД и ТВД потери L_c , представляющие собой кинетическую энергию рабочего тела, которое движется относительно неподвижной внешней среды, составляют соответственно 35, 15 и 2% от Q_0 . Это означает, что на этих движителях соответственно 30 ($\eta_{тяги} = 0,3$), 70 ($\eta_{тяги} = 0,7$) и 95% ($\eta_{тяги} = 0,95$) от приращения кинетической энергии составляет полезная работа передвижения летательного аппарата.

Увеличение тягового КПД с переходом от ТРД к ТРДД и ТВД повышает эффективность движителей ТРДД и ТВД: $\eta_{джТРД} = 0,3$, $\eta_{джТРДД} = 0,6$, $\eta_{джТВД} = 0,8$, несмотря на увеличение гидравлических потерь. Соответственно полезная работа $P_{уд} V_{гп}$ ТРДД увеличивается в 2 раза, ТВД – почти в 3 раза.

Из диаграммы энергетического баланса следует, что в рассматриваемом примере в полезную работу передвижения летательного аппарата в ТРД преобразуется 15% (1/7 часть) располагаемой энергии топлива, в ТРДД – 30% (~1/3 часть) и в ТВД – 40%, что при дозвуковых скоростях полета объясняется улучшением ГТД как движителя.

3.9. ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ПАРАМЕТРЫ ТРДФ

Для получения возможно большей тяги при работе двигателя на режиме форсажа нужно обеспечить подвод тепла за счет сгорания топлива в ФК при максимальной частоте вращения и максимально допускаемой температуре газа перед турбиной. Для этого при работе ФК режим турбокомпрес-

сора должен сохраняться таким, каким он был на бесфорсажном режиме. Выполнение этого условия требует сохранения неизменного давления газа за турбиной. Это достигается увеличением площади критического сечения сопла по мере увеличения температуры газа в ФК.

Если учесть, что при $p_T^* = \text{const}$ расход газа через турбину до и после включения форсажа должен оставаться неизменным и расход газа через сопло на форсаже должен увеличиваться за счет подачи форсажного топлива, то согласно уравнению расхода

$$G_T = m_T \frac{\sigma_{кр} p_T^* F_{кр} q(\lambda_{кр})}{\sqrt{T_T^*}} = \frac{\sigma_{ф.к} \sigma_{кр} p_T^*}{(1 + q_{мф}) \sqrt{T_{ф}^*}} m_{Тф} F_{крф} q(\lambda_{кр}).$$

При сверхкритических перепадах давления в выходном устройстве, принимая приближение

$$\sigma_{кр} \approx \frac{\sigma_{фк}}{1 + q_{мф}} \approx 1 \text{ и } m_T = m_{Тф},$$

получим

$$\frac{F_{кр}}{F_{крф}} = \frac{F_{крф}}{F_{кр}} \approx \sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_T^*}}.$$

Это соотношение показывает, что площадь критического сечения сопла при включении форсажа следует увеличивать пропорционально корню квадратному из степени подогрева газа в форсажной камере.

Рассмотрим цикл ТРДФ в i - S координатах (рис. 3.9).

На сравнительно небольших, особенно дозвуковых скоростях полета (тем более при $V_n = 0$), увеличение $T_{ф}^*$ ведет к существенному росту $C_{удф}$, что объясняется низкой эффективностью цикла из-за малого давления в ФК.

С увеличением скорости полета степень форсирования по степени подогрева растет более интенсивно, а удельный расход топлива увеличивается менее интенсивно и даже уменьшается на больших сверхзвуковых скоростях.

При работающей ФК скорость истечения газа определяется

$$C_c = \varphi_c \sqrt{2 \frac{k_T}{k_T - 1} R_T T_{ф}^* \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_{ф}^*} \right)^{\frac{k_T - 1}{k_T}} \right]},$$

т.к. принимая $P_\Phi^* \approx P_T^*$ и $\varphi_c \approx \varphi_{c\Phi}$, получим $\frac{C_{с\Phi}}{C_c} = \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}}$.

Отсюда

$$P_{уд\Phi} = C_{с\Phi} - V_\Pi = C_c \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}} - V_\Pi + V_\Pi \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}} - V_\Pi \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}};$$

$$P_{уд\Phi} = P_{уд} \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}} + V_\Pi \left(\sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}} - 1 \right).$$

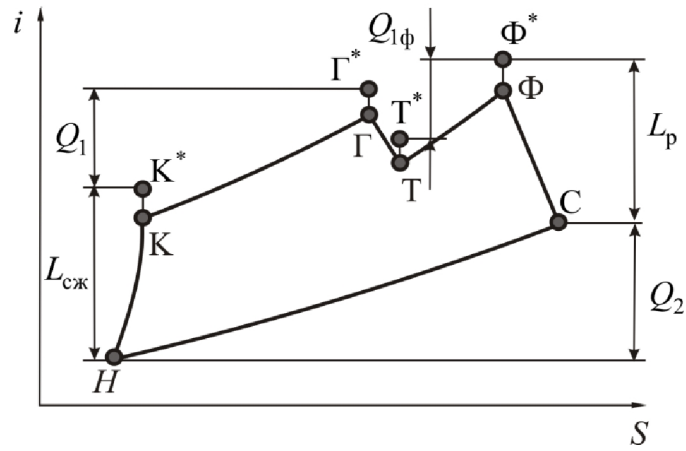


Рис. 3.9. Цикл ТРДΦ в i - S координатах

Относительное увеличение удельной тяги при включении форсажа равно

$$\bar{P}_{уд\Phi} = \frac{P_{уд\Phi}}{P_{уд}} = \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}} + \frac{V_\Pi}{P_{уд}} \left(\sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}} - 1 \right).$$

На взлетном режиме $V_\Pi = 0$:

$$\bar{P}_{уд\Phi} = \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}}.$$

Обычно при включении форсажной камеры сохраняется режим работы турбокомпрессора, а следовательно и $G_b = \text{const}$, тогда

$$\bar{P}_\phi = \bar{P}_{\text{уд } \phi} \frac{P_\phi}{P_{\text{дв}}}.$$

Определим предельную степень подогрева. Предельная температура T_ϕ^* теоретически соответствует полному использованию свободного кислорода в газе, т.е. $\alpha_\Sigma = 1,0$.

$$\alpha_\Sigma = \frac{G_b}{(G_m + G_{m\phi}) L_0};$$

$$L_0 = \frac{G_b}{(G_m + G_{m\phi})}.$$

Согласно уравнению сохранения энергии для всего двигателя

$$Q_0 + Q_{0\phi} = \frac{(G_m + G_{m\phi})}{G_b} H_u = \frac{H_u}{L_0};$$

$$Q_0 + Q_{0\phi} = \frac{c_{p\Gamma}}{\eta_\Gamma} (T_\phi^* - T_n^*) = \frac{H_u}{L_0}.$$

$$T_{\phi \text{ пред}}^* = \frac{H_u}{L_0} \frac{\eta_\Gamma}{c_{p\Gamma}} + T_n^*.$$

При $V_\Pi = 0$ в стендовых условиях $T_{\phi \text{ пред}}^* = 2200$ К.

Если $V_\Pi > 0$, то $T_{\phi \text{ пред}}^*$ увеличивается, например до 2400 К. Практически максимально допустимая T_ϕ^* ограничивается более низкими значениями. Это объясняется как жаропрочностью применяемых материалов, так и тем, что при $\alpha_\Sigma < 1,1 \dots 1,15$ весьма сильно снижается полнота сгорания и появляется опасность возникновения вибрационного горения. Обычно $T_\phi^* = 1900 \dots 2200$ К.

На рис. 3.10 показано влияние степени подогрева газа в форсажной камере на относительное изменение удельной тяги $\bar{P}_{уд}$ и на изменение относительного расхода топлива ($C_{удф}/C_{уд}$) для разных скоростей полета.

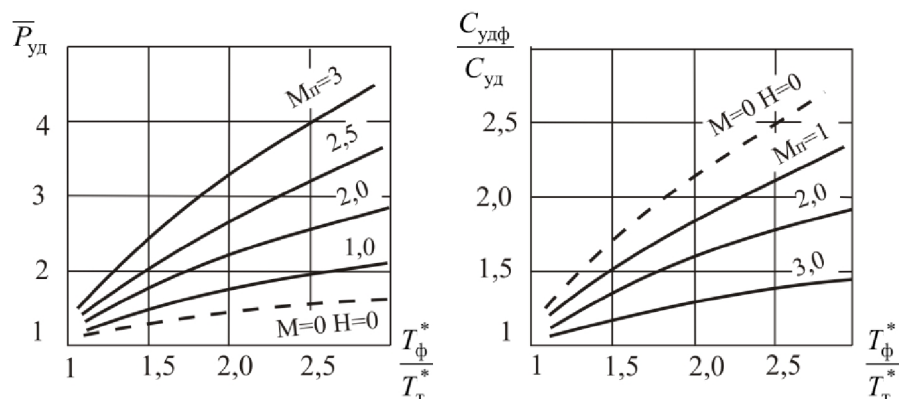


Рис. 3.10. Зависимости параметров от $T_{ф}^*/T_{т}^*$

На старте $\bar{P}_{дв} = 1,4 \dots 1,5$ при $M_{п} = 2,5$, $\bar{P}_{ф} = 2,0 \dots 2,5$. На старте $C_{удф}/C_{уд} = 2,5 \dots 2,7$ при $M_{п} = 2,5$, $\bar{C}_{удф} = 1,4$.

В связи с этим у сверхзвуковых самолетов режимы форсажа используются не только для кратковременного форсирования двигателя, но в ряде случаев являются основными режимами, т.е. используются при длительной работе двигателя.

Резюме

(к главе 3 «ВРД КАК ТЕПЛОВАЯ МАШИНА И ДВИЖИТЕЛЬ»)

1. ВРД как тепловая машина преобразует располагаемую энергию топлива в механическую энергию, которая характеризуется работой цикла L_e . Работа цикла L_e в общем случае затрачивается на приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через двигатель и механическую работу, которая может быть передана на винт в ТВД, вентилятор в ТРДД или внешнему потребителю в турбовальном двигателе.

2. Работа цикла зависит от температуры газа перед турбиной $T_{т}^*$, суммарной степени повышения давления в цикле π_{Σ} , температуры наружно-

го воздуха T_n , КПД процесса сжатия $\eta_{сж}$ и КПД процесса расширения η_r . Увеличение температуры газа T_t^* ведет к монотонному увеличению работы цикла L_e . Увеличение суммарной степени повышения давления приводит сначала к росту работы цикла, а затем к ее уменьшению.

При $\pi_\Sigma = 1$ и $\pi_{\Sigma пред}$ работа цикла равна нулю.

При $\pi_{\Sigma opt} = \pi_{\Sigma пред}$ работа цикла достигнет максимального значения.

3. Эффективность ВРД как тепловой машины характеризуется эффективным КПД η_e , показывающим, какая доля располагаемой энергии топлива преобразуется в механическую энергию. Эффективный КПД η_e зависит от тех же параметров, что и работа цикла, а также от полноты сгорания топлива.

4. ВРД как движитель преобразует работу цикла L_e в полезную работу передвижения летательного аппарата. ТРД является одновременно тепловой машиной и движителем. В ТВД движителем в основном является винт.

5. Тяга движителя прямо пропорциональна расходу рабочего тела и приращению скорости рабочего тела. Тяга является результирующей всех сил, приложенных ко всем поверхностям движителя.

6. Эффективность ВРД как движителя оценивается полетным (тяговым) КПД $\eta_{тяг}$, показывающим, какая доля приращения кинетической энергии рабочего тела преобразуется в полезную работу по передвижению летательного аппарата.

7. Общим КПД η_o называется отношение полезной работы передвижения летательного аппарата к располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива. Общий КПД равен произведению эффективного и тягового КПД.

8. Для сравнения эффективности различных ВРД используют удельные параметры, такие как удельную тягу $P_{уд}$, удельный расход топлива $C_{уд}$, удельную массу двигателя $\gamma_{дв}$ и др.

9. Для повышения тяги ТРД осуществляют сжигание дополнительного количества топлива в форсажной камере, расположенной между турбиной и соплом. Такие двигатели называются турбореактивными двигателями с форсажной камерой ТРДФ.

10. Увеличение отношения температуры в форсажной камере T_ϕ^* к температуре за турбиной T_t^* приводит к увеличению удельной тяги двигателя и к увеличению удельного расхода топлива. Эффективность сжигания топлива в форсажной камере увеличивается с ростом скорости полета.

Контрольные вопросы

1. Каков физический смысл работы цикла L_e ? Как работа цикла зависит от величины подведенного Q_1 и отведенного Q_2 тепла, работы сжатия $L_{сж}$ и работы расширения L_p ?
2. Как соотносятся между собой работы цикла L_e и эффективные η_e ТРД, ТРДД и ТВД при одинаковых значениях параметров рабочего процесса?
3. На что затрачивается работа цикла L_e в ТРД, ТРДД, ТВД, турбовальном двигателе?
4. Почему с увеличением температуры T_g^* работа цикла постоянно возрастает? Чему равна температура $T_{g\min}^*$ в идеальном цикле?
5. Чем объясняется наличие максимума L_e при увеличении суммарной степени повышения давления π_Σ ?
6. Как рассчитать удельную и полную тягу движителя при полном и не полном расширении газа в выходном устройстве?
7. Какие параметры являются основными удельными параметрами ВРД, как они определяются и что характеризуют?
8. Какой КПД характеризует ВРД в целом как тепловую машину и как движитель? Как он связан с удельным расходом топлива?
9. На что расходуется теплота, внесенная в двигатель с топливом в соответствии с энергетическим балансом ВРД?
10. Почему увеличивается тяга двигателя при сжигании дополнительного топлива в форсажной камере?
11. Что необходимо предпринять, чтобы режим работы турбины при включении форсажной камеры не изменился?
12. Чем определяется предельная степень подогрева газа в форсажной камере?

Глава 4

СОВМЕСТНАЯ РАБОТА УЗЛОВ ВРД

До настоящего момента рассматривались проектируемые двигатели. У таких двигателей площади характерных сечений не заданы. При рассмотрении таких двигателей (при анализе, например, зависимости удельных параметров от температуры газа перед турбиной) все другие параметры рабочего процесса, КПД узлов и коэффициенты потерь сохраняются неизменными.

После того как двигатель спроектирован, т.е. определены удельные параметры, в частности $P_{уд}$, при заданной $P_{дв}$ вычисляют расход воздуха

$$G_b = \frac{P_{дв}}{P_{уд}}, \text{ кг/с.}$$

В свою очередь, G_b обуславливает значения площадей характерных сечений $F_{вх}$, F_k , $F_{сА}$ и др.

Далее согласовывают характерные размеры компрессора и турбины и получают параметры так называемого выполненного двигателя.

Выполненным двигателем называют двигатель с известными проходными сечениями. Такой двигатель может быть представлен чертежами, его можно изготовить в металле. Для выполненного двигателя можно определить его характеристики с помощью специальных методов.

Характеристики двигателя – это зависимости тяги (мощности), расхода топлива, удельных и других параметров от режима работы или от внешних условий.

Для выполненного двигателя изменение температуры газа перед турбиной, например снижение ее за счет уменьшения расхода топлива при снижении режима, ведет к уменьшению работы турбины, которая становится меньше работы компрессора. Это приводит к уменьшению частоты вращения ротора, степени повышения давления в компрессоре и расхода воздуха через двигатель. Снижаются скорости потока, в том числе осевые и окружные составляющие скоростей в проточной части компрессора и турбины, что приводит к изменению углов атаки на лопатках компрессора и турбины, а также

к изменению КПД узлов и коэффициентов потерь. Следовательно на выполненном двигателе при изменении T_{Γ}^* изменяются все другие параметры рабочего процесса, а также эффективность работы узлов.

Прежде чем перейти к рассмотрению условий совместной работы всех элементов двигателя, остановимся подробнее на вопросах его управления.

4.1. ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ТРД И ТРДФ. ПОНЯТИЕ О ПРОГРАММАХ УПРАВЛЕНИЯ

Задача управления авиационного двигателя состоит прежде всего в том, чтобы:

- поддержать такие значения параметров процесса и КПД отдельных элементов, которые обеспечивали бы наивыгоднейшее протекание характеристик двигателя и всей СУ в различных условиях полета;
- исключать на всех режимах работы двигателя возможность возникновения механических и тепловых перегрузок в отдельных элементах и узлах конструкции;
- реализовать автоматическое поддержание в условиях полета того или иного режима работы двигателя при заданном положении $\alpha_{\text{РУД}}$;
- обеспечить достаточно быстрый и в то же время устойчивый перевод двигателя с одного режима на другой при изменении положения РУД.

Тяга и экономичность ТРД при заданных условиях полета и при известных значениях коэффициентов, характеризующих потери в его элементах, определяются заданием двух основных параметров процесса: степени повышения давления в компрессоре π_{κ} и T_{Γ}^* (для ТРДФ еще и T_{Φ}^*). Изменяя эти параметры, можно наиболее эффективно воздействовать на рабочий процесс двигателя – осуществлять его управление. Такие параметры принято называть основными регулируемыми (управляемыми) параметрами.

Для ТРД частота вращения ротора двигателя n однозначно определяет π_{κ} . При этом n точнее и проще измерить. Величины T_{Γ}^* и T_{Φ}^* определяют тепловые нагрузки на элементы двигателя. Обычно вместо T_{Γ}^* измеряют T_{Γ} , а

вместо T_{Φ}^* используют комплекс $\frac{G_{\text{тф}}}{P_{\kappa}}$.

Кроме основных параметров управления в современных ТРД имеется ряд вспомогательных управляемых параметров, обеспечивающих устойчивую и эффективную работу основных элементов:

- управление направляющими аппаратами одной или нескольких ступеней компрессора;
- управление воздухозаборником путем изменения площади горла и угла β_c ;
- регулирование площади $F_{кр}$ и F_c .

В качестве управляющих факторов обычно применяют:

$\begin{aligned} & \text{у ТРДФ} \\ & G_m \rightarrow n \\ & F_{кр\ c} \rightarrow T_{\Gamma}^* \\ & G_{m\ \phi} \rightarrow T_{\phi}^* \end{aligned}$	$\begin{aligned} & \text{у ТРД} \\ & G_m \rightarrow n \end{aligned}$
--	---

$\varphi_{НА} \rightarrow \eta_k, \Delta K_y$ (коэффициент запаса устойчивости компрессора).

Так как параметры выполненного двигателя являются взаимосвязанными, то по этой причине изменение какого-либо одного управляющего фактора вызывает изменение всех его параметров. Например, увеличение расхода топлива G_m приводит к росту T_{Γ}^* , но при этом изменяется π_k, η_k, π_c и т.п.

Следовательно, каждым управляющим фактором в отдельности можно изменять любой из управляемых параметров. Но одним управляющим фактором можно независимо по заданному закону воздействовать только на один управляемый параметр. Поэтому для независимого изменения всех управляемых параметров нужно иметь число управляющих факторов, равное числу управляемых параметров.

К внешним условиям, от которых зависят $P_{дв}$ и $C_{уд}$, относят $M_{п}, H_{п}, p_n^*, t_n^*$.

Закон изменения основных управляемых параметров в зависимости от внешних возмущающих воздействий и положения РУД (режима), осуществляемый системой управления данного двигателя, принято называть программой регулирования.

4.1.1. Программы управления

Для получения максимальной тяги двигателя $P_{дв} = G_b(C_c - V_{п})$ нужно обеспечить $G_{b\ max}$ и $C_{c\ max}$. Это достигается для ТРД при $n = n_{max} = const$. При

изменении внешних условий эта программа выдерживается автоматически. Для ТРДФ:

$$\begin{aligned} n &= n_{\max} = \text{const} \text{ обеспечивает } G_{\text{в max}}, \\ T_{\text{г}}^* &= T_{\text{г max}}^* = \text{const} \text{ обеспечивает } C_{\text{с max}}, \\ T_{\text{ф}}^* &= T_{\text{ф max}}^* = \text{const}. \end{aligned}$$

На современных двигателях встречаются и более сложные программы управления. Например, основной задачей управления двигателем на наивыгоднейшую экономичность является обеспечение наименьших удельных расходов топлива при требуемом в условиях полета значении тяги двигателя.

Реализация той или иной выбранной программы управления осуществляется системой управления, которая, помимо этого, должна обеспечивать хорошие динамические характеристики двигателя и удовлетворять предусмотренным ограничениям. Эти вопросы изучаются в курсе автоматического управления ВРД.

Для определения условий совместной работы элементов двигателя при заданной программе управления нужно иметь характеристики его элементов. Рассмотрение совместной работы элементов ТРД и ТРДФ удобнее всего начинать с условий совместной работы турбины и выходного сопла, а затем определять режимы совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины и, в последнюю очередь, рассматривать совместные режимы воздухозаборника с остальными элементами двигателя.

4.2. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ТУРБИНЫ И ВЫХОДНОГО СОПЛА

У ТРД, как и у ГТД любой другой схемы, условием совместной работы турбины и выходного сопла является равенство расходов газа через минимальное сечение соплового аппарата (СА) первой ступени турбины и для критического сечения выходного сопла.

$$G_{\text{г СА}} = G_{\text{г кр}}; \quad (4.1)$$

$$m_{\text{г}} \mu_{\text{СА}} F_{\text{СА}} \frac{P_{\text{г}}^* \sigma_{\text{СА}}}{\sqrt{T_{\text{г}}^*}} q(\lambda_{\text{СА}}) = m_{\text{г}} \mu_{\text{с}} F_{\text{кр}} \frac{P_{\text{т}}^* \sigma_{\text{кр}}}{\sqrt{T_{\text{т}}^*}} q(\lambda_{\text{кр}}),$$

где μ – коэффициент расхода;

$q(\lambda)$ – относительная плотность тока;

F_{CA} , $F_{кр}$ – площади «горла» СА и критического сечения сопла соответственно.

Из этого уравнения следует, что

$$\frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\Gamma}} \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}}} = \pi_{\Gamma} \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}}} = \frac{\sigma_{кр} \mu_{с} F_{кр} q(\lambda_{кр})}{\sigma_{CA} \mu_{CA} F_{CA} q(\lambda_{CA})}. \quad (4.2)$$

Считая процесс течения газа в турбине и выходном устройстве реальным (политропическим) с показателем политропы n и учитывая, что

$$\pi_{\Gamma} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\Gamma}} = \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}} \right)^{\frac{n}{n-1}}, \quad (4.3)$$

получим

$$\sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}}} = \left(\frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\Gamma}} \right)^{\frac{n-1}{2n}} \quad \text{или} \quad \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}}} = \pi_{\Gamma}^{\frac{n-1}{2n}}.$$

Тогда имеем

$$\pi_{\Gamma} \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}}} = \pi_{\Gamma} \pi_{\Gamma}^{\frac{n-1}{2n}} = \pi_{\Gamma}^{\frac{n+1}{2n}},$$

и из (4.2) окончательно получим

$$\pi_{\Gamma} = \left(\frac{\sigma_{кр} \mu F_{кр} q(\lambda_{кр})}{\sigma_{CA} \mu F_{CA} q(\lambda_{CA})} \right)^{\frac{2n}{n+1}}. \quad (4.4)$$

У современных двигателей практически на всех режимах имеет место критический перепад давлений на первом СА в турбине и сверхкритический перепад в выходном устройстве. Это означает, что

$$q(\lambda_{CA}) \approx 1,0 \quad \text{и} \quad q(\lambda_{кр}) \approx 1,0,$$

тогда

$$\pi_{\Gamma} = \left(\frac{\sigma_{кр} \mu F_{кр}}{\sigma_{CA} \mu F_{CA}} \right)^{\frac{2n}{n+1}}, \quad (4.5)$$

т.е. $\pi_{\Gamma} = f(F_{кр} \text{ и } F_{CA})$.

Следует указать, что в многоступенчатых турбинах изменение π_t происходит в основном за счет изменения перепада давлений в ее последней ступени. В остальных же ступенях турбины перепады давлений практически сохраняются неизменными, что обеспечивает постоянство $q(\lambda_{CA})$. Следовательно π_t зависит только от соотношения проходных сечений выходного устройства и соплового аппарата турбины.

Выполнить регулируемый СА, являющийся самым теплонапряженным узлом, крайне сложно, поэтому обычно

$$F_{CA} = \text{const} \text{ и тогда } \pi_t \sim F_{кр}.$$

Этим условием широко пользуются при доводке двигателя в целях согласования режимов компрессора и турбины.

Однако для того, чтобы определить рабочую точку на характеристике турбины, надо знать еще один параметр $n/\sqrt{T_t^*}$. Этот параметр определяется из условий совместной работы компрессора и турбины. При $F_{кр} = \text{const}$ параметр частоты вращения $n/\sqrt{T_t^*}$ сохраняется практически постоянным. В таком случае режимы работы турбины во всем диапазоне работы двигателя остаются подобными. В тех же случаях, когда $F_{кр}$, а следовательно и π_t , изменяются более существенно, η_t^* определяют по характеристикам турбины (рис. 4.1).

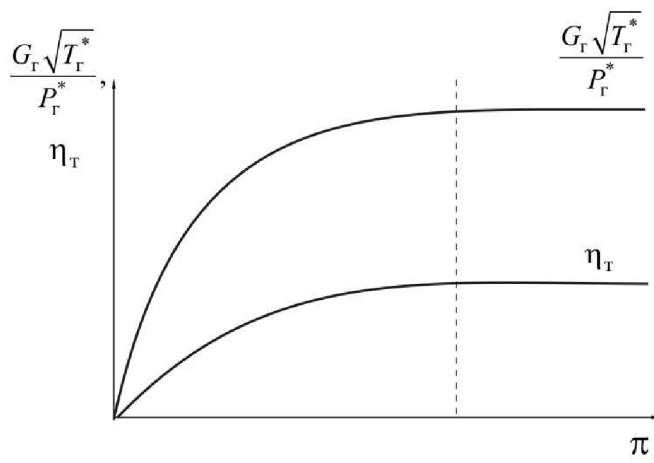


Рис. 4.1. Характеристика турбины

4.3. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА КОМПРЕССОРА, КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ ОДНОВАЛЬНЫХ ТРД И ТРДФ

Три элемента двигателя – компрессор, камера сгорания и турбина, которые в совокупности принято называть турбокомпрессором, работают совместно при выполнении следующих условий:

1. Расход G_B через компрессор равен сумме расхода воздуха на входе в КС $G_{B\text{КС}}$, расхода воздуха, отводимого от компрессора на охлаждение $G_{B\text{охл}}$ и отбираемого на самолетные нужды $G_{B\text{отб}}$, т. е.

$$G_B = G_{B\text{КС}} + G_{B\text{охл}} + G_{B\text{отб}}. \quad (4.6)$$

Расход газа через турбину равен сумме расхода воздуха через КС и секундного расхода топлива G_m :

$$G_T = G_{B\text{КС}} + G_m = G_{B\text{КС}}(1 + q_m). \quad (4.7)$$

Если обозначить $\delta_{\text{отб}} = \frac{G_{B\text{отб}}}{G_B}$ и $\delta_{\text{охл}} = \frac{G_{B\text{охл}}}{G_B}$, то получим

$$G_T = (1 + q_m)(G_B - G_{B\text{охл}} - G_{B\text{отб}}) = G_B(1 + q_m)(1 - \delta_{\text{охл}} - \delta_{\text{отб}}). \quad (4.8)$$

Если $\delta_{\text{отб}} = 0$, $\delta_{\text{охл}} = 0$, тогда $G_T = G_B(1 + q_m)$.

2. Мощность турбины N_T равна сумме мощностей, необходимых для вращения компрессора N_K , вспомогательных агрегатов $N_{\text{агр}}$ и преодоления трения в подшипниках $N_{\text{тр}}$, т.е.

$$N_T = N_K + N_{\text{агр}} + N_{\text{тр}}. \quad (4.9)$$

Если ввести

$$\eta_m = \frac{N_K}{N_T} = 1 - \frac{N_{\text{агр}} + N_{\text{тр}}}{N_T},$$

$$\text{то } N_K = N_T \eta_m \text{ или } G_B L_K = G_T L_T \eta_m. \quad (4.10)$$

С учетом выражения (4.8) получим следующее уравнение баланса эффективных работ компрессора и турбины:

$$L_K = L_T \eta_m \frac{G_T}{G_B} = (1 + q_m)(1 - \delta_{\text{охл}} - \delta_{\text{отб}}) L_T \eta_m. \quad (4.11)$$

3. Давление заторможенного потока перед турбиной

$$p_{\Gamma}^* = \sigma_{\text{КС}} p_{\text{К}}^*. \quad (4.12)$$

4. Частота вращения компрессора равна частоте вращения турбины:

$$n_{\text{К}} = n_{\text{Т}}. \quad (4.13)$$

Рассмотренные условия 1-4 являются основой для получения системы уравнений, связывающих основные параметры компрессора, камеры сгорания и турбины при их совместной работе.

4.3.1. Вывод уравнения линии рабочих режимов

Из условия совместной работы турбины и сопла (4.5) известно, что

$$\pi_{\text{Т}} = \left(\frac{\sigma_{\text{кр}} \mu F_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{СА}} \mu F_{\text{СА}}} \right)^{\frac{2n}{n+1}}.$$

Баланс расходов через компрессор и турбину и баланс соответствующих работ отвечают выражениям (4.8) и (4.11):

$$G_{\text{Т}} = G_{\text{В}} (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{охл}} - \delta_{\text{отб}}); \quad (\text{I})$$

$$L_{\text{К}} = (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{охл}} - \delta_{\text{отб}}) L_{\text{Т}} \eta_{\text{м}}.$$

Давление перед турбиной (4.12) $p_{\Gamma}^* = \sigma_{\text{КС}} p_{\text{К}}^*$.

Равенство частот вращения компрессора и турбины

$$n_{\text{К}} = n_{\text{Т}}.$$

Уравнение баланса расхода воздуха через компрессор и расхода газа через критическое сечение турбины (4.7) можно записать в следующем виде:

$$m_{\text{Т}} F_{\text{СА}} \mu \frac{p_{\Gamma}^*}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} q(\lambda_{\text{СА}}) = m_{\text{В}} F_{\text{В}} \mu \frac{p_{\text{В}}^*}{\sqrt{T_{\text{В}}^*}} q(\lambda_{\text{В}}) (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{охл}} - \delta_{\text{отб}}) \quad (4.14)$$

Принимая во внимание, что $p_{\Gamma}^* = \sigma_{\text{КС}} p_{\text{К}}^* = p_{\text{В}}^* \pi_{\text{К}} \sigma_{\text{КС}}$, получим

$$\frac{\pi_{\text{К}}^*}{q(\lambda_{\text{кр}})} = \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{В}}^*}} \frac{m_{\text{В}} F_{\text{В}} (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{охл}} - \delta_{\text{отб}})}{m_{\text{Т}} F_{\text{СА}} \sigma_{\text{КС}} \sigma_{\text{СА}} q(\lambda_{\text{СА}})}. \quad (4.15)$$

То есть

$$\frac{\pi_K^*}{q(\lambda_B)} = \sqrt{\frac{T_\Gamma^*}{T_B^*}} A, \quad (4.16), (II)$$

$$\text{где } A = f(F_{CA}) = \frac{m_B F_B (1 + q_m) (1 - \delta_{охл} - \delta_{отб})}{m_\Gamma F_{CA} \sigma_{КС} \sigma_{СА} q(\lambda_{CA})}.$$

Полученное уравнение выражает связь между π_K и $q(\lambda_B)$, характеризующими режим работы компрессора, и отношением температур $\sqrt{\frac{T_\Gamma^*}{T_B^*}}$, являющимся важнейшим параметром ГТД.

Используя это уравнение, можно на характеристику компрессора нанести линии постоянных отношений $\frac{T_\Gamma^*}{T_B^*}$ (рис. 4.2).

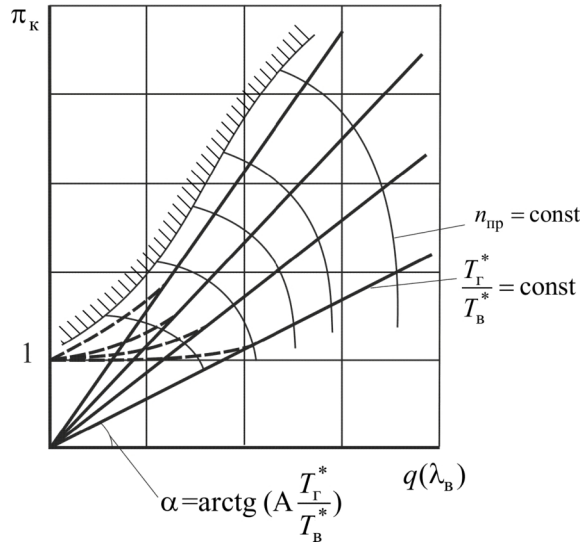


Рис. 4.2. Характеристика компрессора с нанесенными линиями $\frac{T_\Gamma^*}{T_B^*} = \text{const}$

При критическом перепаде в первом СА турбины и при $F_{CA} = \text{const}$ величина $q(\lambda_{CA}) = \text{const}$, в большинстве случаев постоянные значения имеют коэффициенты $\delta_{охл} = \text{const}$, $\delta_{отб} = \text{const}$, тогда коэффициент $A \approx \text{const}$.

В этом случае линии $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{В}}^*}$ на характеристике компрессора представляют собой прямые (лучи), проходящие через начало координат, причем углы наклона α увеличиваются с возрастанием $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{В}}^*}$. Лишь в стендовых условиях или при очень малых числах M_{Π} полета линии искривляются (пунктирные линии на рис. 4.2) и сходятся в точке $\pi_{\kappa} = 1$.

Точки пересечения линий $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{В}}^*} = \text{const}$ с линиями $n_{\text{пр}} = \text{const}$ определяют режимы совместной работы компрессора, КС и турбины.

При $T_{\text{В}}^* = \text{const}$ и $n = \text{const}$ ($n_{\text{пр}} = \text{const}$) повышение T_{Γ}^* приближает режим компрессора к границе его устойчивой работы (рис. 4.3). Аналогичное изменение происходит с увеличением скорости полета V_{Π} (при $n_{\text{пр}} = \text{const}$) и с увеличением высоты полета H_{Π} (при $n_{\text{пр}} = \text{const}$).

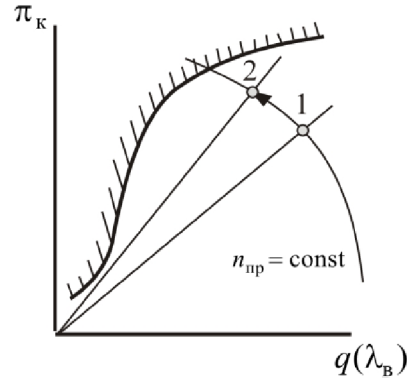


Рис. 4.3. Приближение линии $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{В}}^*} = \text{const}$ к границе устойчивой работы при росте T_{Γ}^* ($T_{\Gamma 2}^* > T_{\Gamma 1}^*$)

Из равенства работ компрессора и турбины (4.11) получим

$$\begin{aligned} \frac{k}{k-1} R T_{\text{В}}^* \left(\pi_{\kappa}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\kappa}} &= \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Gamma}^{\frac{k-1}{k}}} \right) \times \\ &\times \eta_{\Gamma} \eta_{\text{м}} (1 + q_{\text{м}}) (1 - \delta_{\text{охл}} - \delta_{\text{отб}}). \end{aligned} \quad (4.17)$$

После простого преобразования получим

$$\frac{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k} = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma \frac{k-1}{kR} \frac{T_\Gamma^*}{T_B^*} \left(1 - \frac{1}{\pi_\Gamma^{\frac{k-1}{k}}} \right) \times \quad (III)$$

$$\times \eta_\Gamma \eta_M (1 + q_m) (1 - \delta_{охл} - \delta_{отб}).$$

В этом выражении можно принять

$$\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma \frac{k-1}{kR} (1 + q_m) (1 - \delta_{охл} - \delta_{отб}) \cong \text{const} = B.$$

Уравнение равенства частот вращения компрессора и турбины можно представить в параметрах подобия:

$$\frac{n_k}{\sqrt{T_B^*}} = \frac{n_\Gamma}{\sqrt{T_\Gamma^*}} \sqrt{\frac{T_\Gamma^*}{T_B^*}}. \quad (IV)$$

Для получения полной системы уравнений, определяющих совместную работу элементов турбокомпрессора, нужно к полученным уравнениям добавить еще уравнения, задающие характеристики компрессора, камеры сгорания и турбины.

Характеристики компрессора в общем виде:

$$\pi_k = f \left[\frac{n_k}{\sqrt{T_B^*}}; q(\lambda_b) \right]; \quad (V)$$

$$\eta_k = f \left[\frac{n_k}{\sqrt{T_B^*}}; q(\lambda_b) \right]. \quad (VI)$$

Для камеры сгорания с высокой степенью точности можно принимать $\sigma_{КС} = \text{const}$ на всех режимах работы двигателя.

Характеристика турбины с учетом того, что во всей практической области режимов работы двигателя можно принять $G_\Gamma \sqrt{\frac{T_\Gamma^*}{p_\Gamma}} = \text{const}$, может быть описана одним уравнением:

$$\eta_\Gamma = f \left[\frac{n_\Gamma}{\sqrt{T_\Gamma^*}}; \pi_\Gamma \right]. \quad (VII)$$

Если принять $F_{CA} = \text{const}$ и $\delta_{охл} = \text{const}$, $\delta_{отб} = \text{const}$, то указанная система уравнений (I... VII) будет содержать девять переменных величин:

$$\pi_k, q(\lambda_b), \eta_k, \pi_t, \eta_t, \frac{n_k}{\sqrt{T_b^*}}, \frac{n_t}{\sqrt{T_t^*}}, \frac{T_t^*}{T_b^*}, F_{кр}.$$

Для решения системы необходимо, чтобы две переменные были заданы. Роль этих замыкающих условий играет программа управления.

Если задать программу управления ТРД в виде уравнений

$$n = f(T_b^*);$$

$$T_t^* = f(T_b^*),$$

то все переменные величины, входящие в систему (I... VII), могут быть определены как функции от температуры T_b^* .

То есть расположение рабочей точки определяется только температурой T_b^* , которая учитывает изменения H_{II} и V_{II} .

Рассмотрим совместную работу компрессора, камеры сгорания и турбины при характерных для современных ГТД программах управления.

Программа управления ТРДФ $n_{\max} = \text{const}$ непосредственно обеспечивает выполнение условия $\pi_t = \text{const}$.

В обычных ТРД это можно выполнить при $F_{кр} = \text{const}$.

$$L_k = \frac{k_t}{k_t - 1} R_t T_t^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_t - 1}{\pi_t^{k_t}}} \right) \eta_t \eta_m (1 + q_m) (1 - \delta_{охл} - \delta_{отб}). \quad (4.18)$$

В этом выражении

$$\frac{k_t}{k_t - 1} R_t \left(1 - \frac{1}{\frac{k_t - 1}{\pi_t^{k_t}}} \right) \eta_t \eta_m (1 + q_m) (1 - \delta_{охл} - \delta_{отб}) = \text{const}.$$

Тогда и $\frac{L_k}{T_t^*} = \text{const}$. Это значит, что для всех указанных программ

управления температура газа перед турбиной изменяется пропорционально работе компрессора.

Поскольку одновременно выполняются условия равенства расходов и мощностей (уравнения I и III), то решая их совместно при $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_B^*} = \text{const}$, после несложных преобразований найдем

$$\frac{\pi_K}{q(\lambda_B)} = \text{const} \sqrt{\frac{\pi_K^{\frac{k_B-1}{k_B}} - 1}{\eta_K}}. \quad (4.19)$$

Полученное выражение является уравнением линии совместных режимов работы компрессора, камеры сгорания и турбины при $\pi_T = \text{const}$.

Константа в уравнении (4.19) может быть определена непосредственно из того условия, что линия совместной работы должна проходить через какую-либо наперед заданную точку на характеристике компрессора (рис. 4.4).

Если $\pi_T = \text{const}$, то при изменении H, V, T_n, p_n линия рабочих режимов своего положения не меняет. При малых M_{Π} условие $\pi_T = \text{const}$ нарушается и линия расслаивается (пунктирные линии на рис. 4.4).

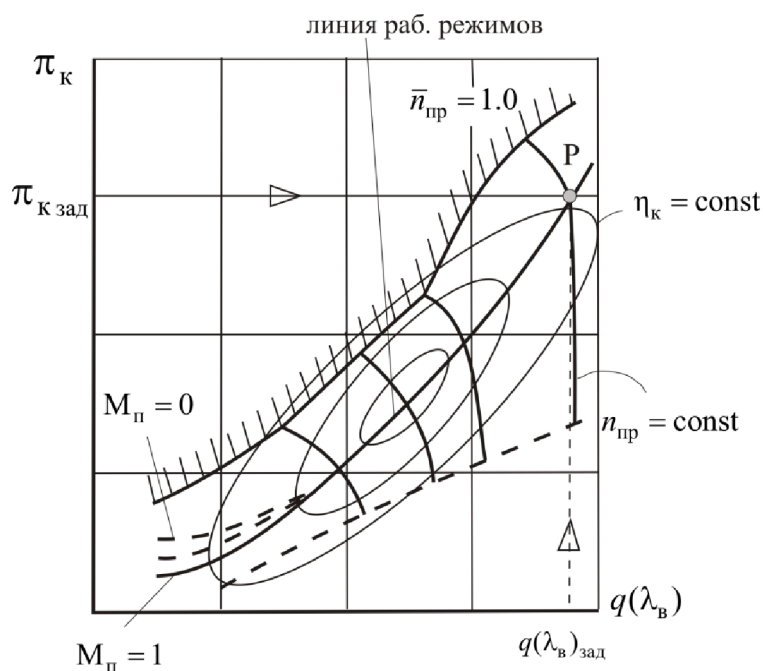


Рис. 4.4. Характеристика компрессора с нанесенной линией рабочих режимов:

P – расчетная точка, которая определяется заданием $\pi_{K \text{ зад}}$ и $q(\lambda_B)_{\text{зад}}$

4.3.2. Влияние площади $F_{кр}$ на положение линии рабочих режимов

Если увеличить $F_{кр}$, то π_{τ} увеличивается, тогда для того, чтобы сохранить отношение $\frac{L_k}{T_{\Gamma}^*}$, нужно уменьшить T_{Γ}^* . Это означает, что линия рабочих режимов смещается вниз ($F_{кр2}$), т.е. запас устойчивой работы увеличивается (рис. 4.5).

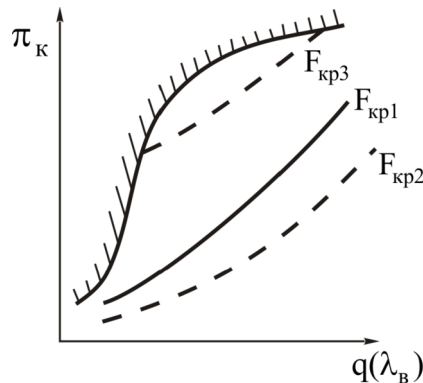


Рис. 4.5. Влияние площади $F_{кр}$ на положение линии рабочих режимов

При уменьшении $F_{кр}$ ($F_{кр3}$) нужно увеличить T_{Γ}^* , что приводит к снижению запаса устойчивости по помпажу.

4.3.3. Влияние напорности компрессора на характер расположения линии рабочих режимов, КПД, $q(\lambda_v)$, ΔK_y

Как показали исследования, расположение рабочей линии на характеристике компрессора и соответственно изменение вдоль этой линии таких параметров как η_k , $q(\lambda_v)$, ΔK_y существенно зависит от способа регулирования компрессора, его расчетной степени повышения давления $\pi_{кp}$, а также программы управления самого двигателя.

На рис. 4.6,а и б рядом для сравнения покажем характеристики нерегулируемых компрессоров с $\pi_{кp} = 4,0$ и $\pi_{кp} = 10$ и нанесем рабочие линии при двух законах управления:

$$\pi_{\tau} = \text{const и } T_{\Gamma}^* = \text{const},$$

$$n = \text{const} (n_{\text{нр}} = \text{const}).$$

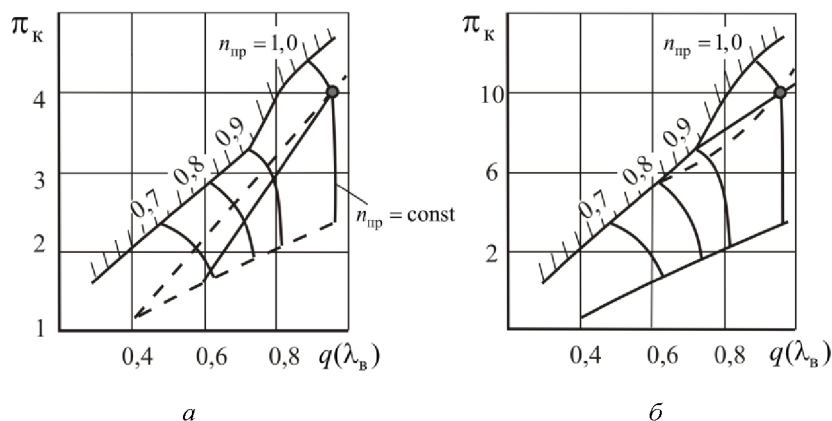


Рис. 4.6. Сравнение относительного изменения положения рабочих линий:

$$a - \pi_{кр} = 4; \quad б - \pi_{кр} = 10.$$

Законы управления: — $\pi_r = \text{const}$; - - - $T_r^* = \text{const}$, $n = \text{const}$

В компрессоре с низкими значениями $\pi_{кр}$ рабочие линии удаляются от границы помпажа при снижении $n_{пр}$ и достигают границы записания компрессора (нижняя пунктирная линия).

В компрессорах с высокими значениями $\pi_{кр}$ происходит быстрое снижение запаса устойчивости и рабочие линии достигают границы помпажа. Это объясняется рассогласованием ступеней компрессора при уходе от расчетного режима ($n_{пр} = 1,0$). На рис. 4.7 дано относительное изменение положения линии рабочих режимов и границы помпажа для компрессоров разной напорности.

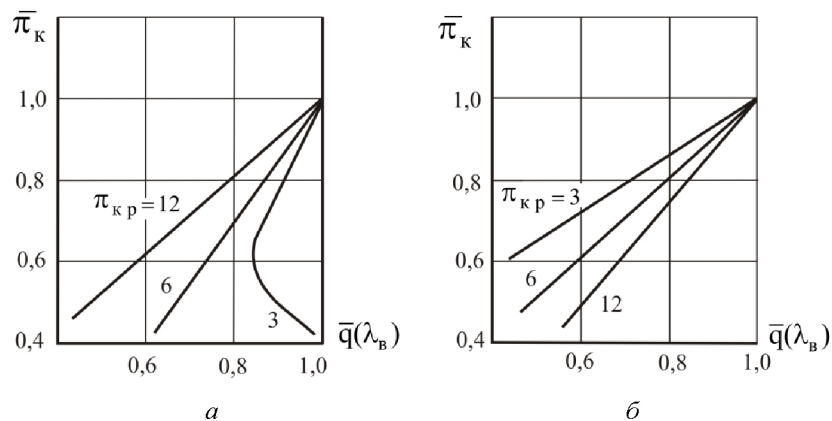


Рис. 4.7. Сравнение характера протекания линии рабочих режимов (а) и линии границы помпажа (б)

На этом рисунке сравнивается характер протекания линии рабочих режимов (а) и границы помпажа (б) в относительных координатах $\bar{\pi}_\kappa$, $\bar{q}(\lambda_\text{в})$. Линии (а) могут быть получены как экспериментальным путем, так и расчетным, используя уравнение линии рабочих режимов:

$$\frac{\pi_\kappa}{q(\lambda_\text{в})} = \text{const} \sqrt{\frac{\frac{k_\text{в}-1}{k_\text{в}} \pi_\kappa^{\frac{k_\text{в}}{k_\text{в}-1}} - 1}{\eta_\kappa}}.$$

Линии (б) получают только экспериментальным путем.

На рис 4.8 для компрессоров разной напорности показано относительное изменение $\bar{\pi}_\kappa$, $\bar{q}(\lambda_\text{в})$.

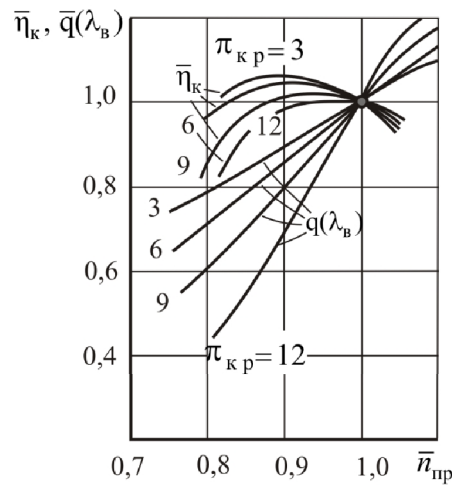


Рис. 4.8. Относительное изменение КПД компрессора ($\bar{\eta}_\kappa = \eta_\kappa/\eta_{\kappa p}$) и относительной плотности тока [$\bar{q}(\lambda_\text{в}) = q(\lambda_\text{в})/q(\lambda_\text{в})_p$] в зависимости от относительной частоты вращения ($\bar{n}_{\text{пр}} = n_{\text{пр}}/n_{\text{пр} p}$) для компрессоров разной напорности

Зависимости получены для рабочих линий ТРД с нерегулируемыми компрессорами с различными $\pi_{\kappa p} \in (3, 6, 9, 12)$ при программе управления $\pi_\tau = \text{const}$. Для программы управления $n = \text{const}$, $T_\Gamma^* = \text{const}$ качественный характер этих зависимостей сохранится.

На рис. 4.8 видно, что у ТРД с высокими $\pi_{\kappa p}$ относительная плотность тока (или $G_{\text{в пр}}$) падает более интенсивно с уменьшением $n_{\text{пр}}$, чем у ТРД с низкими $\pi_{\kappa p}$. В результате при одинаковом относительном снижении окружных

скоростей у всех ступеней происходит более резкое увеличение углов атаки на лопатках первых ступеней компрессора. Это приводит к уменьшению запаса устойчивости и КПД первых ступеней и вызывает быстрое приближение к границе устойчивых режимов. Последние ступени при этом переходят на пониженные углы атаки, что вызывает снижение КПД и напорности. В результате возникает рассогласование в работе первых и последних ступеней при отклонении режима работы компрессора от расчетного. Причем это рассогласование тем более значительно, чем выше $\pi_{кр}$.

Характер протекания $\bar{\eta}_k$ на этом же рисунке подтверждает эти рассуждения.

На рис. 4.9 показано изменение запаса устойчивой работы компрессора ΔK_y при изменении режима работы по $\bar{n}_{пр}$:

$$\Delta K_y = \left(\frac{\pi_{кр} / q(\lambda_v)_{гр}}{\pi_{краб} / q(\lambda_v)_{раб}} - 1 \right) 100 \%. \quad (4.20)$$

В выражении (4.20) значения параметров числителя соответствуют границе устойчивой работы, а параметры знаменателя – линии совместной работы при условии $\bar{n}_{пр} = \text{const}$.

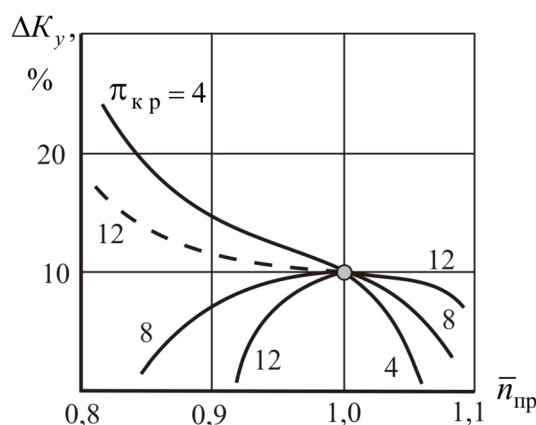


Рис. 4.9. Изменение запаса устойчивости работы компрессора ΔK_y по $\bar{n}_{пр}$

При малых $\pi_{кр}$ ($\pi_{кр} = 4$) происходит быстрое снижение ΔK_y , и в точке $\bar{n}_{пр} = 1,1$ наступает «верхний срыв». Но в области $\bar{n}_{пр} < 1$ величина ΔK_y возрастает.

При высоких $\pi_{кр}$ ($\pi_{кр} = 12$) наблюдается обратная картина. Обеспечение необходимого запаса газодинамической устойчивости достигается путем введения регулирования компрессора (регулирование ВНА, клапаны перепуска).

Улучшение запаса газодинамической устойчивости благодаря регулированию компрессора показано на рис. 4.9 пунктирной линией.

4.3.4. Построение линии рабочих режимов

В программах управления, обеспечивающих условие $\pi_r = \text{const}$, рабочая линия для всех режимов является единственной, т.к. перепад давлений в выходном устройстве является сверхкритическим. Очевидно, что рабочая точка на характеристике компрессора определяется заданием только одного параметра турбокомпрессора ($n_{пр}$, π_k , $q(\lambda_v)$ или $T_{г}^*/T_{в}^*$). При $n = \text{const}$ и $\pi_r = \text{const}$ рабочие точки наиболее удобно определять по $n_{пр}$, т.к.

$$n_{пр} = n \sqrt{\frac{288}{T_{в}^*}}$$

однозначно определяется по $T_{в}^* = T_{н}^*$. При $T_{г}^* = \text{const}$; $\pi_r = \text{const}$ рабочая линия остается той же, но рабочие точки на характеристике будут другими. В этом случае предварительно на характеристику компрессора наносят линии $T_{г}^*/T_{в}^* = \text{const}$. Пересечение этих линий с рабочей линией определит рабочие точки. Для построения самой линии рабочих режимов используют два метода:

- решение системы уравнений I...VII на ЭВМ;
- графоаналитический метод.

Сущность последнего сводится к следующему.

1. По известной расчетной точке ($\eta_{кр}$, $\pi_{кр}$, $q(\lambda_v)_{кр}$, $T_{г}^*/T_{в}^*$) из уравнения (4.19) определяется константа.

2. Задавая значениями π_k из уравнения (4.19), находят величину $q(\lambda_v)$ и таким образом приближенно определяют следующую рабочую точку.

3. Методом подбора в этой точке с использованием характеристики компрессора определяют поправки на КПД компрессора и уточняют положение рабочей точки.

4.4. Особенности совместной работы узлов ТРДФ на форсированных режимах

При включении форсажной камеры у ТРДФ к условиям совместной работы элементов турбореактивного двигателя (I...VII) добавится еще условие теплового баланса форсажной камеры, на вход которой подается смесь продуктов сгорания основной камеры, прошедшей турбину, и воздуха, возвращаемого из системы охлаждения турбины,

$$q_{m,\phi} = \frac{(1 + q_m)(i_{\phi}^* - i_{cm}^*)}{H_u \eta_{\phi} - i_{\phi}^*}, \quad (4.21)$$

где $q_{m,\phi} = \frac{G_{m,\phi}}{G_B}$ – относительный расход топлива в форсажной камере;

$q_m = \frac{G_m}{G_B}$ – относительный расход топлива в основной КС;

η_{ϕ} – коэффициент полноты сгорания топлива в форсажной камере;

i_{cm}^* – среднemasсовая энтальпия на входе в форсажную камеру.

Уравнение расхода газа через критическое сечение реактивного сопла будет иметь вид:

$$G_B[(1 + q_m)(1 - \delta_{отб}) + \delta_{воз} + q_{m,\phi}] = m_T q(\lambda_{с\ кр}) F_{с\ кр\ \phi} \frac{p_T^* \sigma_{\phi\ к}}{\sqrt{T_{\phi}^*}}. \quad (4.22)$$

Здесь $\delta_{воз} = G_{B\ \text{воз}}/G_B$ – относительный расход воздуха возвращаемого в проточную часть турбины из системы ее охлаждения (коэффициент возврата).

С учетом этого система уравнений совместной работы ТРДФ будет содержать на одно уравнение больше, чем аналогичная система для ТРД. Переменных же при этом будет больше на две, так как по сравнению с ТРД добавляются параметры T_{ϕ}^* и $q_{m,\phi}$.

Следовательно, если все сечения ТРДФ на форсированном режиме нерегулируемые, то для однозначного соответствия параметров двигателя этого типа любым условиям полета при заданном положении РУД необходимо задать закон изменения двух параметров (закон управления), а не одного, как для ТРД. Для ТРДФ с регулируемым на форсированном режиме

критическим сечением реактивного сопла закон управления должен определять

изменение уже трех параметров вместо двух для ТРД. Действительно, у ТРДФ имеется дополнительный регулирующий фактор – расход топлива в форсажной камере ($G_{m.ф} = \text{var}$).

Прежде чем рассматривать управление ТРДФ на форсированных режимах, следует остановиться на вопросе об изменении параметров турбокомпрессорной части двигателя ($T_{\Gamma}^*, \pi_{\kappa}^*, \pi_{\Gamma}^*$ и др.) при переходе с максимального режима на форсированный. Очевидно, что максимально допустимые значения частоты вращения и температуры газа перед турбиной не должны превышать при работе на форсированном режиме, т.е. на этом режиме должны выдерживаться условия $T_{\Gamma}^* \leq T_{\Gamma \min}^*$ и $n \leq n_{\max}$. С другой стороны, на максимальном режиме эти предельные значения параметров, как правило, уже достигаются. Снижать их на форсированном режиме не имеет смысла, чтобы не ухудшать тяговых и экономических характеристик двигателя. Поэтому наиболее целесообразным является такой переход к форсированному режиму, при котором режим и параметры турбокомпрессорной части двигателя остаются такими же (или почти такими же), как на максимальном режиме. На практике в большинстве случаев осуществляется именно такое форсирование ТРД.

Для того чтобы при неизменных условиях полета параметры турбокомпрессорной части двигателя на максимальном и форсированном режимах были одинаковыми, необходимо, чтобы включение форсажа не вызывало изменения давления газа за турбиной, что обеспечивало бы сохранение неизменной и величины π_{Γ}^* .

Когда давление p_{Γ}^* одинаково на максимальном и форсированном режимах, условие равенства расхода воздуха, проходящего на обоих режимах через критическое сечение реактивного сопла, может быть записано в виде

$$m_{\Gamma} q(\lambda_{с \text{ кр}}) F_{с \text{ кр}} \frac{p_{\Gamma}^* \sigma_{\Gamma}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} \frac{1}{\beta_{\Gamma}} = m_{\Gamma} q(\lambda_{с \text{ кр}}) F_{с \text{ кр} \text{ ф}} \frac{p_{\Gamma}^* \sigma_{\Gamma \text{ ф}}}{\sqrt{T_{\Gamma \text{ ф}}^*}} \frac{1}{\beta_{\Gamma \text{ ф}}} . \quad (4.23)$$

Принимая значения $\sigma_{\Gamma \text{ ф}}$ и $\beta_{\Gamma \text{ ф}}$ не зависящими от условий полета и режимов работы, получим условие сохранения режима работы турбокомпрессора неизменным при переходе на форсированный режим работы:

$$\frac{F_{с\text{ кр } \phi}}{F_{с\text{ кр }}} = \sqrt{\frac{T_{\phi}^*}{T_{\Gamma}^*}} C_{\phi}, \quad (4.24)$$

где $C_{\phi} = \text{const}$.

Если у ТРДФ один форсированный режим, то при переходе на него площадь критического сечения реактивного сопла должна измениться в соответствии с условиями (4.24). Если форсированных режимов, различающихся степенью подогрева газа $\frac{T_{\phi}^*}{T_{\Gamma}^*}$, несколько, то каждому из них соответствует свое значение $F_{с\text{ кр } \phi}$.

4.4.1. Управление ТРДФ по двум параметрам

При управлении ТРДФ по двум параметрам регулируемыми факторами являются: расходы топлива в основной ($G_m = \text{var}$) и форсажной ($G_{m\phi} = \text{var}$) камерах сгорания.

Закон управления: $n = \text{const}$; $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$. При данном законе управления подача топлива в форсажную камеру осуществляется в соответствии с сигналом датчика отношения давления газа перед турбиной к давлению за ней, чтобы сохранилось условие $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$ у ТРДФ с неизменными проходными сечениями ($F_{с\text{ кр } \phi} = \text{const}$) при изменении M_{Π} и H_{Π} . В основную камеру сгорания САР дозирует топливо так, чтобы соблюдалось условие $n = \text{const}$ при любых внешних условиях.

Очевидно, что условия $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$ при любых M_{Π} и H_{Π} гарантируют отсутствие влияния работы форсажной камеры на режим турбокомпрессора.

Температуры T_{Γ}^* и T_{ϕ}^* при этом законе управления будут меняться в зависимости от условий полета. Изменение T_{Γ}^* у ТРДФ в зависимости от $n_{\text{пр}}$ и $\pi_{\kappa 0}^*$ будет таким же, как и у ТРД. Так как при $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$ отношение температур $T_{\Gamma}^* / T_{\phi}^* = \text{const}$, то при $F_{с\text{ кр } \phi} = \text{const}$ из уравнения (4.24) получим, что $T_{\phi}^* / T_{\Gamma}^* = \text{const}$, т.е. температура T_{ϕ}^* меняется пропорционально температуре T_{Γ}^* . Зависимости $T_{\phi}^* / T_{\phi 0}^* = f(n_{\text{пр}}, \pi_{\kappa 0}^*)$ показаны на рис. 4.10.

Условие $T_{\phi}^*/T_{\Gamma}^* = \text{const}$ при $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$ справедливо также для двухвального ТРДФ с $F_{\text{с кр } \phi} = \text{const}$.

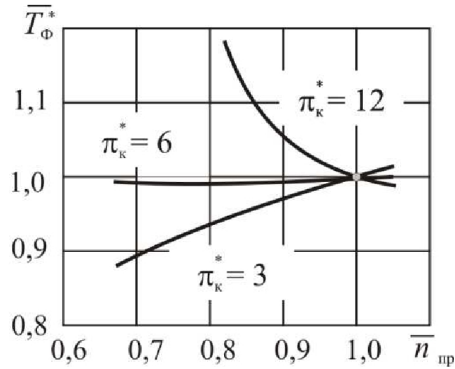


Рис. 4.10. Изменение относительной температуры газа в форсажной камере ТРДФ с компрессорами различной напорности при законе управления $n = \text{const}$; $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$

Закон управления: $T_{\Gamma}^* = \text{const}$; $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$. Так как сигналы датчиков температуры T_{Γ}^* , пропорциональной T_{Γ}^* при $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$, воздействуют на подачу топлива в основную камеру сгорания, обеспечивая выполнение условия $T_{\Gamma}^* = \text{const}$, то частота вращения n в данном случае будет меняться при изменении $M_{\text{п}}$ и $H_{\text{п}}$. Регулятор подачи топлива в форсажную камеру, поддерживая $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$, автоматически обеспечивает в соответствии с условием $T_{\phi}^*/T_{\Gamma}^* = \text{const}$ постоянство температуры T_{ϕ}^* . Изменение $\bar{n}$ в зависимости от температурного фактора $\sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}}$ будет таким же, как у ТРД, регулируемого по закону $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ при $F_{\text{с кр}} = \text{const}$ (рис. 4.11).

Закон управления: $n_{\text{пр}} = \text{const}$; $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$. При данном законе управления у ТРДФ с ростом $T_{\text{в}}^*$ будет расти $n \sim \sqrt{T_{\text{в}}^*}$ и температура газа $T_{\Gamma}^* \sim T_{\text{в}}^*$ (рис. 4.12). В соответствии с условием $T_{\phi}^*/T_{\Gamma}^* = \text{const}$ температура T_{ϕ}^* будет расти пропорционально T_{Γ}^* .

Из-за резкого изменения параметров в зависимости от T_b^* при изменении M_{Π} и H_{Π} этот закон управления для большого диапазона изменения скоростей полета применять нецелесообразно. Его можно применять как ограничитель $n_{\text{пр max}}$ в сочетании с другими законами управления.

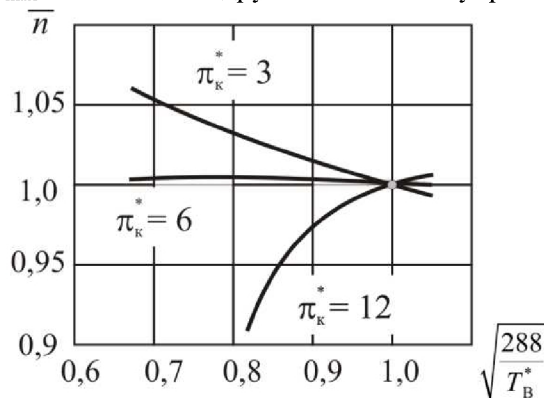


Рис. 4.11. Зависимость относительной частоты вращения от параметра $\sqrt{\frac{288}{T_b^*}}$ при управлении по закону $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ для двигателей с компрессорами различной напорности

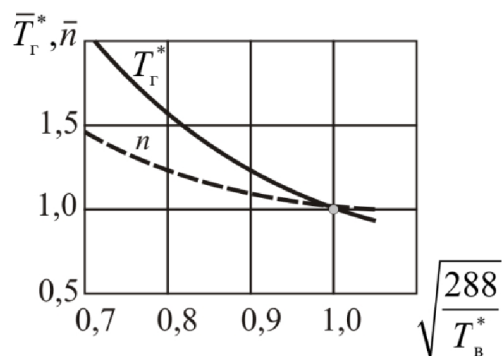


Рис. 4.12. Изменение относительных величин $\bar{T}_{\Gamma}^*$ и $\bar{n}$ при управлении по закону $n_{\text{пр}} = \text{const}$ от параметра $\sqrt{\frac{288}{T_b^*}}$

4.4.2. Управление ТРДФ по трем и четырем параметрам

При управлении ТРДФ по трем параметрам регулируемыми факторами будут: расходы топлива в основной ($G_m = \text{var}$) и форсажной ($G_{m\phi} = \text{var}$) камерах сгорания и критическое сечение реактивного сопла ($F_{с\text{кр}\phi} = \text{var}$),

а при регулировании по четырем параметрам, кроме этого, еще площадь проходного сечения первого соплового аппарата турбины ($F_{CA} = \text{var}$).

Закон управления: $n = \text{const}$; $T_{\Gamma}^* = \text{const}$; $T_{\phi}^* = \text{const}$. При этом законе управления САР поддерживает $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ за счет изменения G_m , $n = \text{const}$ путем изменения $F_{с\text{кр}\phi}$, воздействующего на π_{Γ}^* , а $T_{\phi}^* = \text{const}$ изменением $G_{m\phi}$ по сигналу датчиков косвенного измерения T_{ϕ}^* . Так как на форсированных режимах работа турбокомпрессора остается такой же, как и на максимальном режиме, то сохраняет силу условие (4.24). Поэтому, зная изменение π_{Γ}^* , T_{Γ}^* и $F_{с\text{кр}\phi}$ от $n_{\text{пр}}$ на максимальном режиме работы ТРД, можно найти зависимость $F_{с\text{кр}\phi}$ от $n_{\text{пр}}$, воспользовавшись уравнением (4.24).

Закон управления: $n_{\text{пр}} = \text{const}$; $T_{\Gamma}^* = \text{const}$; $T_{\phi}^* = \text{const}$. Этот закон управления отличается от предыдущего тем, что изменением $F_{с\text{кр}\phi}$ САР обеспечивает условие $n \sim \sqrt{T_{\text{в}}^*}$, а не $n = \text{const}$. Существенное изменение n при изменении $T_{\text{в}}^*$ делает нецелесообразным применение данного закона в широком диапазоне изменения условий полета, так как при малых скоростях полета из-за низкого значения n возможности двигателя используются далеко не полностью. Этот закон может использоваться в комбинации с другими для ограничения $n_{\text{пр min}}$ при больших скоростях полета.

Закон управления: $n = \text{const}$; $T_{\text{в}}^* = \text{const}$; $T_{\phi}^* = \text{const}$; $\Delta K_y = \text{const}$.

Наличие еще одного управляющего фактора – площади F_{CA} – позволяет на всех режимах полета обеспечить неизменный запас устойчивости компрессора. Очевидно, что реализация для управления ТРДФ этого закона, обладающего большими преимуществами, связана с серьезными конструктивными трудностями. Определить параметры ТРДФ, управляемого по рассматриваемому закону, можно, используя результаты расчетов параметров двигателя на максимальном режиме и условие (4.24). При реализации всех законов, связанных с поддержанием $T_{\phi}^* = \text{const}$, из-за высокого значения T_{ϕ}^* ($T_{\phi}^* = 2000 \dots 2200$ К) приходится пользоваться

косвенными методами определения температуры T_{ϕ}^* .

Управление, обеспечивающее выполнение условия $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$. При управлении ТРДФ по законам, обеспечивающим постоянство температуры T_{ϕ}^* , еще не исчерпываются все возможности форсирования, так как при $T_{\phi}^* = \text{const}$ величина суммарного коэффициента избытка воздуха α_{Σ} существенно меняется в зависимости от условий полета.

Суммарное количество теплоты, подведенной к 1 кг воздуха в ТРДФ, пропорционально разности температур в форсажной камере и на входе в двигатель:

$$Q_{\Sigma} = c_p (T_{\phi}^* - T_{\text{в}}^*),$$

где c_p – условная средняя теплоемкость в процессе подвода тепла в двигателе.

Суммарный относительный расход топлива с некоторыми приближениями можно представить как

$$q_{m\Sigma} = \frac{c_p (T_{\phi}^* - T_{\text{в}}^*)}{H_u \eta_{\text{г}\Sigma}},$$

где $\eta_{\text{г}\Sigma}$ – условный общий коэффициент полноты сгорания.

Соответственно

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{1}{q_{m\Sigma} L_0} - \frac{1}{T_{\phi}^* - T_{\text{в}}^*}. \quad (4.25)$$

Из этого выражения видно, что с ростом $T_{\text{в}}^*$ при $T_{\phi}^* = \text{const}$ суммарный коэффициент избытка воздуха α_{Σ} увеличивается. На рис. 4.13 представлена зависимость α_{Σ} от $T_{\text{в}}^*$ при $T_{\phi}^* = \text{const}$.

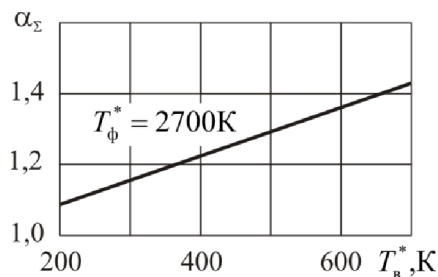


Рис. 4.13. Изменение суммарного коэффициента избытка воздуха в зависимости от $\bar{T}_в^*$ при $\bar{T}_ф^* = \text{const}$

Для того чтобы получить максимальную степень форсирования во всех условиях полета, нужно управлять форсажной камерой, выдерживая условие $\alpha_\Sigma = \text{const}$. Это принципиально может быть достигнуто при использовании регулируемого на форсированных режимах реактивного сопла, если изменить условие $T_\phi^* = \text{const}$ в трех рассмотренных выше законах условием $\alpha_\Sigma = \text{const}$.

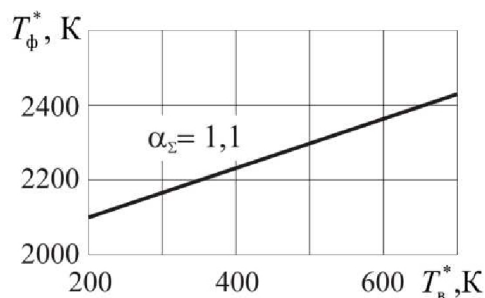


Рис. 4.14. Изменение T_ϕ^* от $T_в^*$ при $\alpha_\Sigma = \text{const}$

На рис. 4.14 показана зависимость температуры T_ϕ^* от температуры $T_в^*$ при $\alpha_\Sigma = \text{const}$. Такое управление возможно с помощью датчиков, косвенно характеризующих величину α_Σ .

Резюме

(к главе 4 «СОВМЕСТНАЯ РАБОТА УЗЛОВ ВРД»)

1. Параметры узлов выполненного двигателя не могут задаваться произвольно. Они взаимосвязаны между собой, определяются характеристиками узлов и условиями совместной работы. Условия совместной работы узлов определяются уравнениями баланса расходов рабочего тела через характерные сечения прогонной части двигателя, баланса мощности компрессора и турбины, баланса давлений, равенства частот вращения компрессора и турбины.
2. Степень понижения давления в турбине выполненного двигателя определяется из условия совместной работы турбины и сопла, определяемого

уравнением баланса расхода газа через критическое сечение первого соплового аппарата турбины и критическое сечение сопла.

3. У двигателя с нерегулируемыми характеристическими сечениями величина π_t сохраняется постоянной на режимах сверхкритического истечения из сопла. На двигателе с регулируемым соплом величина π_t может изменяться путем регулирования площади критического сечения сопла.

4. Линия рабочих режимов двигателя на характеристике компрессора определяется совместным решением уравнений баланса расхода рабочего тела через компрессор и турбину, баланса мощности компрессора и турбины, равенства частот вращения компрессора и турбины.

5. У двигателя с нерегулируемыми проходными сечениями при сверхкритическом истечении газа из сопла положение рабочей точки на характеристике компрессора (π_k и $G_{впр}$) однозначно определяется величиной отношения T_g^*/T_v^* или величиной приведенной частоты вращения компрессора $n_{пр}$.

6. У двигателя с регулируемым соплом уменьшение критического сечения сопла приводит к смещению линии рабочих режимов к границе помпажа, увеличению критического сечения сопла – к удалению линии рабочих режимов от границы помпажа.

7. У двигателей с компрессорами различной напорности взаимное положение линии рабочих режимов и границы помпажа различно. У высоконапорного компрессора граница помпажа относительно более крута, а линия рабочих режимов относительно более пологая, чем у низконапорного компрессора.

8. Для обеспечения наивыгоднейших параметров выполненного двигателя в различных эксплуатационных условиях реализуют соответствующие программы управления двигателем. Программы управления двигателем обеспечивают заданное регулирование параметров, определяющих режим работы двигателя, таких как T_g^* , n , T_{ϕ}^* , которые называются параметрами регулирования (управления). Заданное изменение параметров управления осуществляется за счет соответствующего изменения независимых управляющих факторов, таких как G_m , $F_{с кр}$, $G_{т ф}$.

Контрольные вопросы

1. В чем отличие определения параметров узлов у проектируемого и выполненного двигателя?

2. Какие уравнения определяют условия совместной работы узлов? Какое уравнение определяет условие совместной работы турбины и сопла? Какие уравнения определяют условия совместной работы узлов турбокомпрессора?
3. Как изменится степень понижения давления в турбине π_t выполненного двигателя при увеличении критического сечения сопла? При увеличении критического сечения первого соплового аппарата турбины?
4. Как определяется запас устойчивой работы компрессора и как он изменится, если при неизменных величинах n и T_v^* значения температуры газа перед турбиной T_t^* будет уменьшено?
5. Как изменит свое положение рабочая точка на характеристике компрессора двигателя с нерегулируемыми сечениями при снижении режима работы двигателя (величин T_t^* или n)?
6. Чем объясняется быстрое снижение запаса устойчивости высоконапорного компрессора при уменьшении режима работы двигателя и каковы возможные меры по его увеличению?
7. Как изменятся температура газа перед турбиной T_t^* , частоты вращения ротора n выполненного одновального ТРД при увеличении подачи топлива в камеру сгорания G_m ? При увеличении площади критического сечения сопла $F_{с\text{кр}}$?

Глава 5 ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ

5.1. ПОНЯТИЕ О ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ РАСЧЕТЕ

Различают проектный и поверочный термогазодинамические расчеты. В первом случае решается проектная задача: по комплексу исходных данных ($\sigma_{\text{вх}}$, $\eta_{\text{к}}$, $\eta_{\text{т}}$ и т.д.) и параметров рабочего процесса ($\pi_{\text{к}}$, $T_{\text{г}}^*$) определяется наилучшее сочетание удельных параметров ($P_{\text{уд}}$, $C_{\text{уд}}$), а далее под требуемую для ЛА тягу определяется расход воздуха.

Сущность поверочного расчета может быть многообразной. Однако наиболее часто рассматривается проведение такого расчета в следующей постановке: известны $G_{\text{в}}$, $\pi_{\text{к}}$, $F_{\text{СА}}$, $F_{\text{с}}$ и другие величины, требуется подобрать, например, $T_{\text{г}}^*$, $\eta_{\text{к}}$, $\eta_{\text{т}}$ и т.п., чтобы обеспечить $P_{\text{зад}}$, $C_{\text{уд.зад}}$.

Обычно проектный термогазодинамический расчет ведется последовательно от входного устройства до выходного сопла.

Входное устройство

Известны $H_{\text{п}}$, $M_{\text{п}}$, $p_{\text{н}}$, $T_{\text{н}}$, определяются:

$$p_{\text{в}}^* = p_{\text{н}} (1 + 0,2 M_{\text{п}}^2)^{\frac{k}{k-1}} \sigma_{\text{вх}};$$

$$T_{\text{в}}^* = T_{\text{н}} (1 + 0,2 M_{\text{п}}^2);$$

$$\pi_{\text{в}} = \frac{p_{\text{в}}^*}{p_{\text{н}}}.$$

Компрессор

Известны $\pi_{\text{к}}$, $\eta_{\text{к}}$, $p_{\text{в}}^*$, $T_{\text{в}}^*$, определяются:

$$p_{\text{к}}^* = p_{\text{в}}^* \pi_{\text{к}};$$

$$L_{\text{к}} = \frac{k}{k-1} R T_{\text{в}}^* \left(\pi_{\text{к}}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{к}}};$$

$$L_k = \frac{k}{k-1} R (T_k^* - T_b^*);$$

$$T_k^* = T_b^* \left(1 + \frac{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k} \right).$$

Камера сгорания

Известны $T_\Gamma^*, \eta_\Gamma, p_\kappa^*, T_\kappa^*, \sigma_{\text{КС}}$, определяются:

$$p_\Gamma^* = p_\kappa^* \sigma_{\text{КС}};$$

$$q_m = \frac{1}{\alpha L_0} = \frac{c_{p_\Gamma} T_\Gamma^* - c_{p_b} T_\kappa^*}{H_u \eta_\Gamma}.$$

В турбине определяются:

$$L_\kappa = L_\Gamma \eta_\Gamma (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{охл}} - \delta_{\text{отб}}),$$

в свою очередь

$$L_\kappa = \frac{k}{k-1} R T_b^* \left(\pi_\kappa^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_\kappa};$$

$$L_\Gamma = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R T_\Gamma^* \left(1 - \frac{1}{\pi_\Gamma^{\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}}} \right) \eta_\Gamma;$$

подставим

$$\frac{k}{k-1} R T_b^* \left(\pi_\kappa^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_\kappa} = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R T_\Gamma^* \left(1 - \frac{1}{\pi_\Gamma^{\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}}} \right) \eta_\Gamma (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{охл}} - \delta_{\text{отб}}),$$

отсюда можно определить π_Γ , далее

$$p_\Gamma^* = \frac{p_\kappa^*}{\pi_\Gamma};$$

$$\begin{cases} L_T = \frac{k_T}{k_T - 1} R_T T_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k_T-1}{k_T}}} \right) \eta_T; \\ L_T = \frac{k_T}{k_T - 1} R_T (T_T^* - T_T) \end{cases}$$

отсюда

$$T_T^* = T_T \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k_T-1}{k_T}}} \right) \eta_T \right].$$

В выходном устройстве определяются:

$$\pi_V \pi_K \sigma_{\text{ВХ}} \sigma_{\text{КС}} = \pi_T \pi_c;$$

$$\pi_c = \frac{\pi_V \pi_K \sigma_{\text{ВХ}} \sigma_{\text{КС}}}{\pi_T};$$

$$C_c = \varphi_c \sqrt{\frac{2k_T}{k_T - 1} R_T T_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_c^{\frac{k_T-1}{k_T}}} \right)}.$$

Затем вычисляются выходные данные двигателя:

$$P_{\text{уд}} = C_c (1 + q_m) - V_{\text{п}};$$

$$P_{\text{уд}} = \frac{P_{\text{дв}}}{G_{\text{в}}};$$

$$G_{\text{в}} = \frac{P_{\text{дв}}}{P_{\text{уд}}};$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 \cdot q_m}{P_{\text{уд}}}.$$

По величине $G_{\text{в}}$ определяют $F_{\text{вх}}$, $F_{\text{СА}}$, $F_{\text{кр}}$, $F_{\text{с}}$.

5.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ

Характеристики – это зависимости основных данных, удельных параметров, температуры и давления газа в различных сечениях проточной части и других параметров двигателя от режима его работы или от внешних – атмосферных (p_n, T_n) и полетных (H_n, V_n) – условий. Они разделяются на дроссельные, высотные, скоростные и климатические.

Дроссельные характеристики – это зависимости тяги, удельного расхода топлива и других параметров от режима работы двигателя при неизменных внешних условиях.

Высотные, скоростные и климатические характеристики – это зависимости перечисленных параметров соответственно от высоты и скорости полета, давления и температуры наружного воздуха при работе двигателя на постоянном режиме.

5.2.1. Номенклатура основных режимов

Номенклатура основных режимов работы двигателя включает их наименование, допустимое на этих режимах время непрерывной работы, значения контролируемых параметров ($n, T_{г}^*$ и др.), а также значения тяги и удельного расхода топлива.

Максимальный режим (взлетный)

$$n_{\max}, P_{\max}, T_{г\max}^*; \bar{n} = 100 \dots 102\%.$$

На этом режиме ограничено время непрерывной работы (5...30 мин). Режим применяется при взлете, разгоне и в воздушном бою.

Максимальный продолжительный (номинальный) режим

$\bar{P}_{м пр} = 0,85 \dots 0,9 \bar{P}_{\max}; \bar{n}_{м пр} = 0,95 \dots 1,0 \bar{n}_{\max}$; время непрерывной работы ограничено ($\tau_{огр} = 1 \dots 2$ часа).

Режим используется при наборе высоты.

Крейсерские режимы

Их бывает несколько, т.к. во время крейсерского полета самолет вырабатывает топливо, его масса уменьшается и для сохранения H_n и M_n требуется из энергетического баланса уменьшить тягу СУ. $\bar{P}_{кр} = 0,5 \dots 0,8 \bar{P}_{\max}$. Время непрерывной работы не ограничивается в пределах ресурса, $\bar{n}_{кр} = 0,7 \dots 0,9 \bar{n}_{\max}$.

Режим малого газа

$$\bar{P}_{\text{мг}} = 0,03 \dots 0,05 \bar{P}_{\text{max}}; \bar{n}_{\text{мг}} = 0,4 \dots 0,6 \bar{n}_{\text{max}}.$$

Различают полетный и земной малый газ.

Полетный малый газ – снижение.

Земной малый газ – пробег при посадке, рулежка в аэропорту.

Из-за высокой $T_{\text{г}}^*$ время непрерывной работы ограничено ($\tau_{\text{огр}} = 10 \dots 20$ мин).

Для ТРДФ применяют, кроме того, режим полного форсажа.

Режим полного форсажа

$$\bar{P}_{\text{ф max}} = 1,45 \dots 1,55 \bar{P}_{\text{max}} \text{ при } n_{\text{max}}, T_{\text{г max}}^*, T_{\text{ф max}}^*.$$

Используется на взлете, разгоне самолета, при необходимости догнать противника или уйти от него, перехвате целей, боевом маневрировании.

Режим частичного форсажа

Используется при длительном сверхзвуковом полете самолета, в условиях воздушного боя.

5.2.2. Методы определения характеристик

Существуют два основных метода определения характеристик.

1. **Экспериментальный метод.** Он является наиболее точным, так как позволяет учесть реальные условия работы силовой установки. Но он требует специальных стендов – аэродинамических труб, термобарокамер для имитации скорости и высотных условий. Такие стенды вызывают огромные затраты энергии, они весьма сложны, эксплуатация их дорога. Либо используют летающую лабораторию, создаваемую на базе уже имеющихся самолетов.

2. **Расчетный метод.** Он носит предварительный характер, т.к. позволяет определять характеристики нового проектируемого двигателя, который существует только на бумажных носителях. Этот метод требует меньших затрат сил и средств.

Современные методы расчета характеристик ВРД основаны на использовании теоретических или экспериментальных характеристик узлов. По мере продвижения процесса проектирования двигателя и накопления

информации приближенные способы задания характеристик узлов заменяются более точными.

Расчет характеристик двигателя с использованием характеристик его элементов ведется следующим образом:

1. С помощью изложенных в главе 4 методов строят на характеристиках компрессора и турбины (или их каскадов) рабочие линии при принятой программе управления, получая вспомогательные зависимости изменения параметров от $n_{пр}$.

2. Для каждого заданного режима полета ($M_{п}, H_{п}$) по T_n^* и программе управления частоты вращения определяют

$$n_{пр} = n \sqrt{\frac{288}{T_n^*}}.$$

Используя значения $n_{пр}$, на вспомогательных зависимостях находят соответствующие значения параметров $\pi_k, q(\lambda_v), \eta_k, \pi_t, T_g^*/T_v^*$ и др.

3. Параметр $\sigma_{вх}$ находят по характеристике входного устройства.

4. По найденным параметрам последовательно определяют параметры газового потока во всех характерных сечениях двигателя и в итоге $P_{дв}$ и $C_{уд}$.

5.3. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Дроссельными характеристиками называют зависимости тяги, удельного расхода топлива, расхода воздуха, температуры и давления рабочего тела в различных сечениях и других параметров двигателя от режима его работы при неизменных внешних условиях. Режим работы двигателя задается расходом топлива, температурой газа перед турбиной, частотой вращения ротора или каким-либо другим параметром. Дроссельные характеристики могут быть построены по любому из них, а также по тяге или углу установки рычага управления двигателем (РУД). Во многих случаях дроссельные характеристики строятся по частоте вращения ротора (рис. 5.1).

Проанализируем зависимости параметров ТРД от режима работы двигателя.

Пусть расход топлива через двигатель уменьшается. Соответственно снижается температура газа перед турбиной, что ведет к снижению работы турбины L_t и температуры за ней T_t^* . Так как работа турбины

$$L_{\Gamma} = c_p T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\Gamma}-1}{\pi_{\Gamma}^{k_{\Gamma}}}} \right) \eta_{\Gamma},$$

то на высоких частотах вращения от $\bar{n} = 1,0$ до $\bar{n} = 0,6 \dots 0,7$ и $\pi_{\Gamma} = \text{const}$ уменьшение частоты вращения $\bar{n}$ приводит к уменьшению $q(\lambda)$, π_{κ} , T_{Γ}^* .

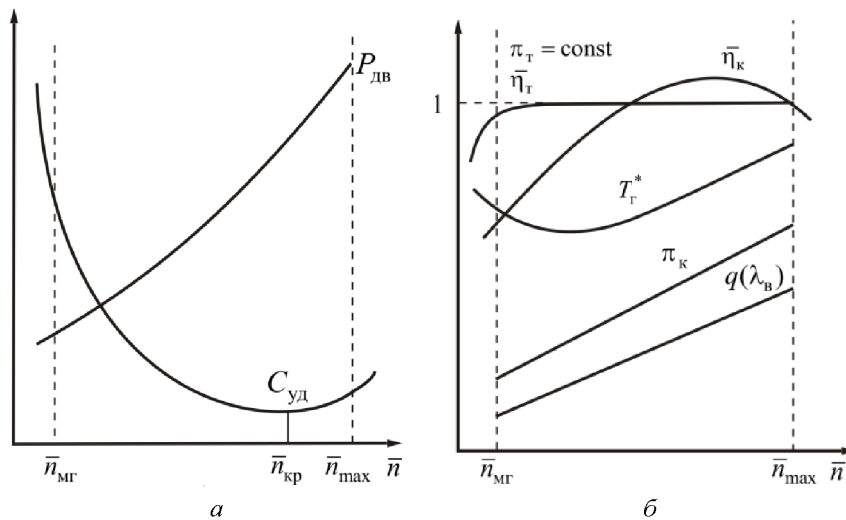


Рис. 5.1. Пример дроссельной характеристики однокаскадного ТРД

На низких частотах вращения (рис. 5.1, б) нарушается условие $\pi_{\Gamma} = \text{const}$. Величина π_{Γ} начинает уменьшаться, при этом для сохранения баланса работ турбины и компрессора требуется рост T_{Γ}^* (этого же требует уменьшение значений $\bar{\eta}_{\kappa}$, η_{Γ}).

Что касается удельного расхода топлива $C_{уд}$, то он имеет минимум. Снижение T_{Γ}^* и π_{κ} приводит к уменьшению потерь энергии с выходной скоростью (к увеличению полетного КПД $\eta_{п}$ при $V_{п} > 0$) и к снижению работоспособности рабочего тела (к снижению эффективного КПД η_e). Противоположное влияние двух факторов приводит к образованию минимума удельного расхода топлива: преобладающее влияние вначале оказывает первый фактор, а затем – второй.

Видно, что при снижении режима основные данные и параметры двигателя изменяются весьма существенно. В диапазоне режимов от максимального до малого газа тяга двигателя уменьшается в 15...30 раз (в результате

обеспечивается широкий диапазон потребных тяг). Удельный расход топлива изменяется почти в 2 раза. Расход воздуха уменьшается примерно в 4 раза, а частота вращения ротора – в 1,5...2 раза. В основном рабочем диапазоне режимов (от максимального до 0,7 номинального) частота вращения ротора снижается примерно на 10% при уменьшении тяги на 40%.

На рис. 5.2 показана дроссельная характеристика ТРДФ на форсированных режимах и на режимах с выключенной форсажной камерой в полетных условиях ($M_n = 2,3$; $H_n = 11$ км; $\pi_k^* = 6$; $T_r^* = 1400$ К; $T_{ф\max}^* = 2000$ К).

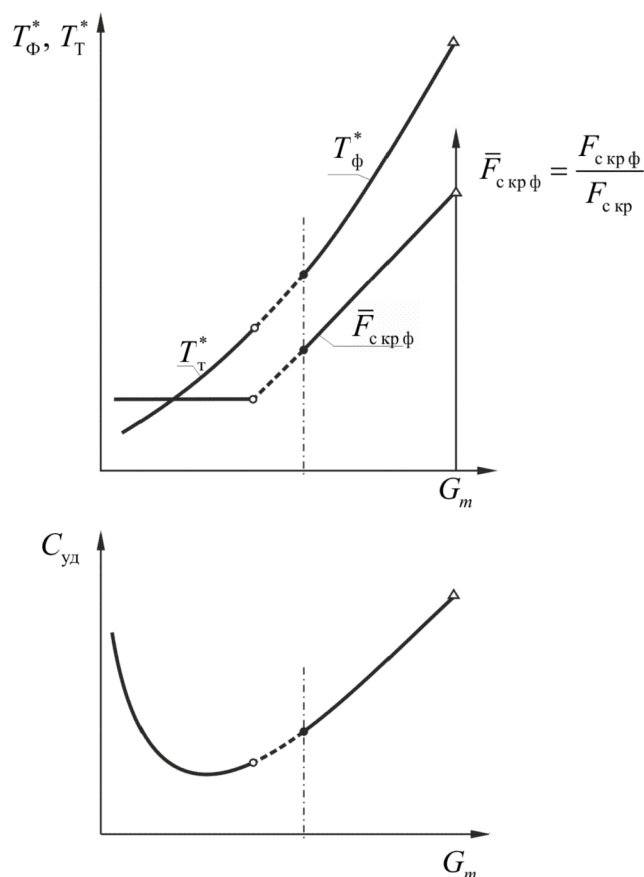


Рис. 5.2. Пример дроссельной характеристики ТРДФ на режимах с включенной и выключенной форсажной камерой:

- Δ – полный форсированный режим;
- $\bullet$ – минимальный форсированный режим;
- $\circ$ – максимальный режим

Дросселирование (уменьшение тяги) на форсированных режимах идет за счет уменьшения температуры T_{ϕ}^* при неизменных значениях частоты вращения и температуры газов перед турбиной. Снижение T_{ϕ}^* сопровождается уменьшением площади критического сечения реактивного сопла $F_{с\text{кр}\phi}$ в соответствии с условием (4.25) таким образом, чтобы изменение T_{ϕ}^* не повлияло бы на работу компрессора и турбины. Как видно из графиков, приведенных на рис. 5.2, уменьшение тяги на форсированных режимах из-за снижения температуры T_{ϕ}^* приводит к улучшению экономичности двигателя за счет повышения полетного и эффективного КПД. Полная дроссельная характеристика ТРДФ, охватывающая все режимы работы двигателя, получается разрывной, так как в области низких T_{ϕ}^* , близких к температуре газов за турбиной T_t^* , форсажная камера попадает в область срывных режимов. На рис. 5.2 участок, где невозможна работа форсажной камеры, показан пунктирной линией (этим объясняется наличие минимального форсированного режима).

5.4. СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Скоростными характеристиками двигателя называют зависимости тяги $P_{\text{дв}}$ и удельного расхода топлива $C_{\text{уд}}$ (а также $G_{\text{в}}$, $\pi_{\text{к}}$, $T_{\text{г}}^*$ и др.) от числа $M_{\text{п}}$ полета (скорости полета) на заданном режиме работы и $H_{\text{п}} = \text{const}$.

На рис. 5.3 показан характер протекания зависимостей η_e , η_0 и $\eta_{\text{тяг}}$ от $M_{\text{п}}$. С ростом скорости полета $M_{\text{п}}$ ($V_{\text{п}}$) увеличивается, правда, менее значительно – скорость на срезе сопла $C_{\text{с}}$, что в совокупности приводит к повышению тягового КПД.

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{2}{1 + \frac{C_{\text{с}}}{V_{\text{п}}}}.$$

На рис. 5.4 показано влияние расчетных параметров $\pi_{\text{кр}}$ и $T_{\text{г}}^*$ на протекание скоростных характеристик.

При высоких $\pi_{\text{кр}}$ с ростом $M_{\text{п}}$ тяга падает более интенсивно, и при $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma_{\text{опт}}}^2$ двигатель вырождается. Абсолютные значения $C_{\text{уд}}$ у двигателей с высокими $\pi_{\text{кр}}$ сохраняются более низкими вплоть до $M_{\text{п}} \approx 2,5$, это объясняется возрастанием η_0 с ростом $\pi_{\text{к}}$ в широком диапазоне $M_{\text{п}}$.

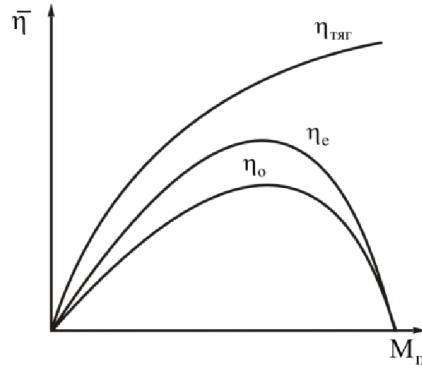
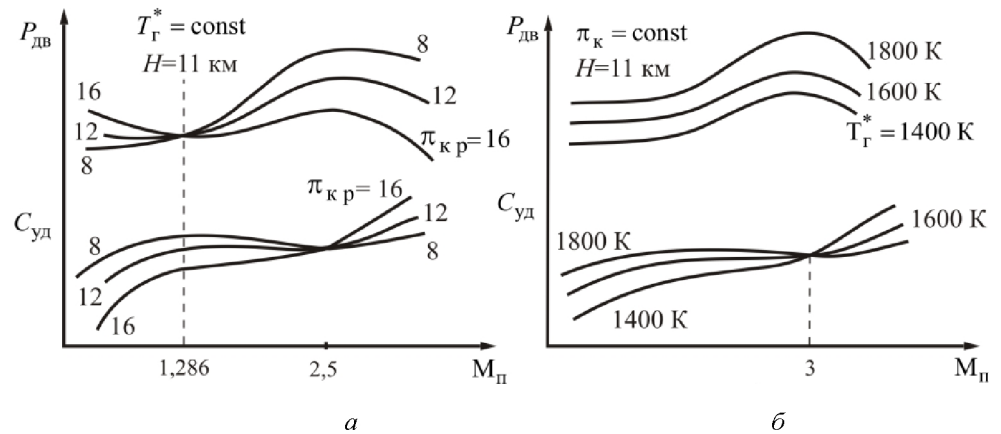


Рис. 5.3. Изменение КПД двигателя от скорости полета

Рис. 5.4. Влияние расчетных значений $\pi_{кр}$ (а) и T_g^* (б) на изменение скоростных характеристик ТРД

Как видно на правом графике, увеличение T_g^* существенно увеличивает тягу, начиная с $M_\pi = 1,2 \dots 1,5$. Удельный расход топлива несколько увеличивается при возрастании T_g^* .

Рассмотрим ТРДФ с законом управления $n = \text{const}$, $T_g^* = \text{const}$; $T_\phi^* = \text{const}$. Режим работы турбокомпрессора у ТРДФ с работающей форсажной камерой при одинаковых условиях полета остается таким же, как при работе двигателя на максимальном режиме. Поэтому G_b , π_k^* , T_g^* у турбореактивного двигателя на максимальном и форсированном режимах меняются в зависимости от M_π и H_π одинаково.

На рис. 5.5 показаны скоростные характеристики ТРДФ на максимальном (с выключенной форсажной камерой) и форсированных режимах работы с двумя разными температурами $T_{\text{ф}}^*$. При включении форсажной камеры за счет увеличения температуры $T_{\text{ф}}^*$ увеличивается скорость истечения газа из реактивного сопла и в результате этого растет тяга ТРДФ. Чем выше $T_{\text{ф}}^*$, тем больше тяга. С ростом $T_{\text{ф}}^*$ при $M_{\text{п}} = \text{const}$ уменьшаются эффективный полетный КПД и, следовательно, $C_{\text{уд}}$ увеличивается.

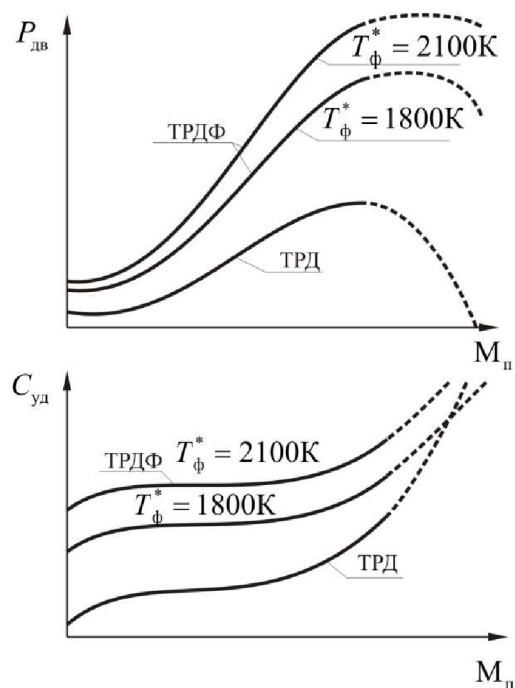


Рис. 5.5. Скоростные характеристики ТРД и ТРДФ при $H_{\text{п}} = \text{const}$, $\pi_{\text{кр}}^* = \text{const}$, $T_{\text{г max}}^* = \text{const}$ и различных значениях температуры газа в форсажной камере

На рис. 5.6 показаны характеристики ТРДФ при различных значениях $T_{\text{г}}^*$ и одинаковых $\pi_{\text{кр}}^*$ и $T_{\text{ф}}^*$. Увеличение $T_{\text{г}}^*$ приводит к уменьшению $\pi_{\text{т}}^*$ и росту давления в форсажной камере сгорания, а это, в свою очередь, приводит к увеличению $\pi_{\text{ср}}$, приведенной скорости $\lambda_{\text{с}}$ и скорости истечения из реактивного сопла $C_{\text{с}}$. Таким образом, с ростом $T_{\text{г}}^*$ тяга увеличивается за счет $C_{\text{с}}$.

С ростом T_{Γ}^* доля тепла, подводимого к рабочему телу, в основной камере сгорания растет, а в форсажной – уменьшается. Кроме того, из-за уменьшения π_{Γ}^* теплоподвод в форсажной камере сгорания проходит при большем давлении. Все это приводит к росту эффективного КПД и, следовательно, к уменьшению $C_{уд}$.

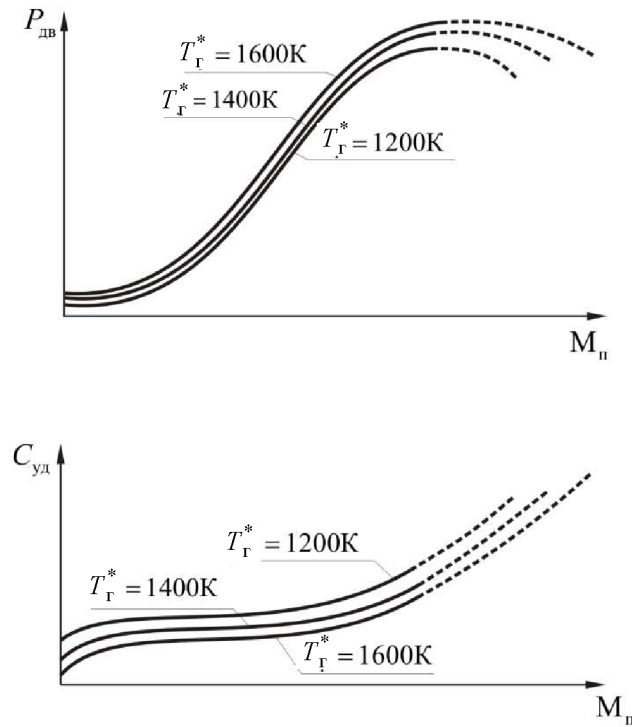


Рис. 5.6. Скоростные характеристики ТРДФ при $H_{\Pi} = \text{const}$, $T_{\Phi \max}^* = \text{const}$, $T_{\Gamma \max}^* = \text{const}$ и различных значениях температуры газа перед турбиной

Скоростные характеристики ТРДФ с различными значениями $\pi_{\text{кр}}^*$ приведены на рис. 5.7 (пунктирными линиями показана нерабочая область характеристик). Из сравнения характеристик двигателей на максимальном (ТРД) (рис. 5.5) и форсированном (ТРДФ) (рис. 5.6) режимах видно, что $\pi_{\text{кр}}^*$ у ТРД и ТРДФ качественно одинаково влияет на изменение $P_{\text{дв}}$ и $C_{\text{уд}}$ в зависимости от M_{Π} .

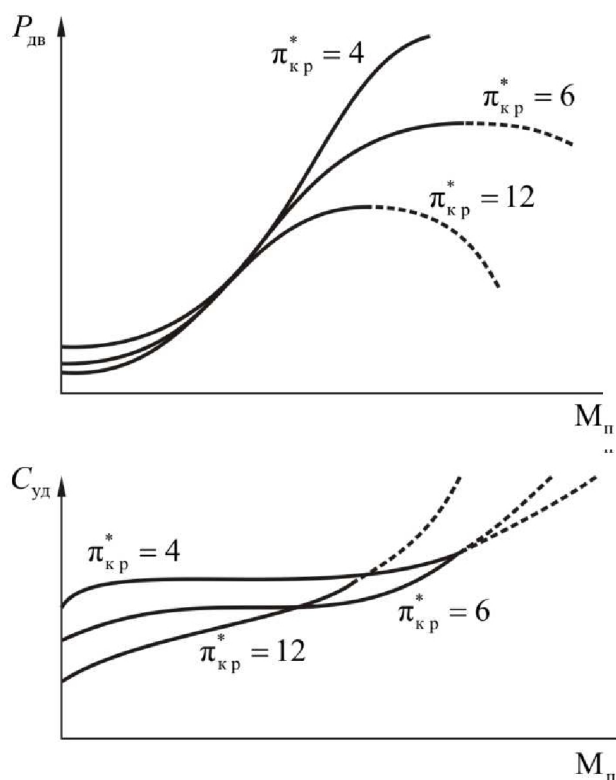


Рис. 5.7. Скоростные характеристики ТРД и ТРДФ при $H_n = \text{const}$,

$T_{\phi \max}^* = \text{const}$ и различных значениях $\pi_{кр}^*$

5.5. ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Высотными характеристиками называют зависимости $P_{дв}$ и $C_{уд}$ (и других параметров двигателя) от высоты полета при $M_n = \text{const}$ и установленном режиме работы двигателя (рис. 5.8).

С ростом высоты до 11 км увеличивается π_k , так как соответствующее уменьшение T_n при $n = \text{const}$ приводит к увеличению $n_{пр} = n \sqrt{\frac{288}{T_n}}$ и переме-

щению рабочей точки вверх вправо по линии рабочих режимов. Физически это можно объяснить тем, что более холодный воздух требует для повышения его давления меньшей работы, а поскольку при $n = \text{const}$ работа $L_k \approx \text{const}$, происходит увеличение π_k . При условии $T_{г}^* = \text{const}$ увеличивается

степень подогрева воздуха в двигателе T_{Γ}^*/T_{Π}^* . Одновременный рост π_{κ} и T_{Γ}^*/T_{Π}^* приводит к увеличению $P_{\text{уд}}$.

Расход воздуха с увеличением высоты H_{Π} достаточно интенсивно уменьшается. Это объясняется падением давления и плотности воздуха. Так как падение расхода воздуха $G_{\text{в}}$ более интенсивное, чем рост удельной тяги $P_{\text{уд}}$, то падает тяга $P_{\text{дв}} = P_{\text{уд}} G_{\text{в}}$. Удельный расход топлива $C_{\text{уд}}$ незначительно уменьшается до высоты 11 км, что объясняется увеличением π_{κ} , а затем $C_{\text{уд}} \approx \text{const}$.

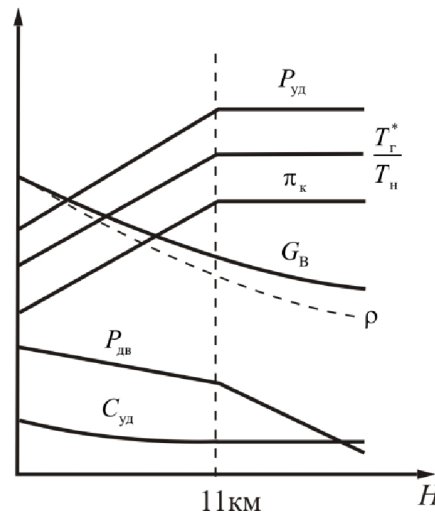


Рис. 5.8. Высотная характеристика ТРД при $M_{\Pi} = \text{const}$

На высотах от 11 до 20 км температура наружного воздуха сохраняется неизменной. Поэтому удельные параметры ($P_{\text{уд}}$, $C_{\text{уд}}$, T_{Γ}^*/T_{Π}^*) остаются постоянными, а расход воздуха через двигатель и тяга изменяются пропорционально давлению наружного воздуха.

Резюме

(к главе 5 «ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ»)

1. Проектный термодинамический расчет решает задачу определения расхода воздуха под требуемую для ЛА тягу по комплексу исходных данных ($\sigma_{\text{вх}}$, η_{κ} , η_{Γ} и т.д.) и параметров рабочего процесса (π_{κ} , T_{Γ}^*) при наилучшем сочетании удельных параметров ($P_{\text{уд}}$, $C_{\text{уд}}$).

2. Сущность поверочного расчета обычно состоит в подборе, например η_k , η_T , T_T^* и т.п., для обеспечения $P_{зад}$, $C_{уд.зад}$ при известных G_B , π_K , F_{CA} , F_C и других величин.

3. Под характеристиками авиационных двигателей понимаются зависимости основных данных, удельных параметров, температуры и давления газа в различных сечениях проточной части и других параметров двигателей от режима его работы или от внешних – атмосферных (p_n , T_n) и полетных (H_n , V_n) условий.

4. Дроссельные характеристики – это зависимости тяги, удельного расхода топлива и других параметров от режима работы двигателя при неизменных внешних условиях.

5. Высотные, скоростные и климатические характеристики – это зависимости тяги, удельного расхода топлива и других параметров соответственно от высоты и скорости полета, давления и температуры наружного воздуха при работе двигателя на постоянном режиме.

6. Номенклатура основных режимов работы двигателя (максимального, максимального продолжительного, крейсерских, малого газа, полного и частичного форсажа) включает их наименование, допустимое на этих режимах время непрерывной работы, значения контролируемых параметров (p , T_T^* и др.), а также значения тяги и удельного расхода топлива.

7. Для определения характеристик двигателя используются экспериментальный и расчетный методы.

8. При изменении режима работы основные данные и параметры двигателя изменяются весьма существенно. Так в диапазоне режимов от максимального до малого газа тяга двигателя уменьшается в 15...30 раз. Удельный расход топлива изменяется почти в 2 раза, проходя минимальное значение.

9. С увеличением скорости полета удельная тяга снижается, удельный расход топлива, напротив, увеличивается. Тяга двигателя, испытывая влияние противоположных факторов, при некотором начальном росте при предельной скорости становится равной нулю.

10. Увеличение высоты полета приводит к снижению удельного расхода топлива, росту удельной тяги и падению тяги вследствие понижения расхода воздуха, проходящего через двигатель.

Контрольные вопросы

1. Основные отличия проектного термогазодинамического и поверочного расчетов ВРД.
2. Порядок выполнения проектного термогазодинамического расчета ВРД.
3. Что понимается под характеристиками авиационных двигателей? Укажите особенности каждого типа характеристик.
4. Основные отличия основных режимов работы двигателя, вытекающие из анализа номенклатуры режимов работы.
5. Методы определения характеристик двигателей.
6. Суть метода определения характеристик ВРД с использованием характеристик его элементов.
7. Как изменяются дроссельные характеристики при увеличении расхода топлива через двигатель?
8. Как изменяются скоростные характеристики при снижении скорости полета?
9. Причины, вызывающие изменение высотных характеристик при снижении высоты полета.

Глава 6

ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГТД

ГТД – наиболее распространенный на сегодня тип авиационного двигателя. Справедливости ради необходимо отметить, что огромное количество авиации общего назначения, а это не один десяток тысяч легких самолетов пассажировместимостью до пяти человек, по-прежнему оснащаются поршневыми двигателями.

Коренная особенность авиационного ГТД заключается в том, что как таковой, вне ЛА, он не нужен, в отличие, например, от электродвигателя или ДВС, которые создаются для универсального применения. Правда, имеются примеры применения авиационных ГТД на земле после отработки ими ресурса и капитального ремонта: газо- и нефтеперекачка, вентиляционные и противопожарные установки, установки для очистки от снега и осушки ВПП на аэродромах и т.п.

ГТД – неотъемлемый элемент системы ЛА, без которого ЛА не существует. Следовательно, выходные данные ГТД (тягу, расход топлива, массу, габариты и т.п.) нельзя рассматривать без согласования с ЛА. Летательный аппарат является сложной технической системой (СТС), включающей СУ, которая, в свою очередь, является также сложной системой.

На сегодня эффективность СУ во многом, более чем на 50 %, определяет эффективность современного ЛА. При этом эффективность СУ зависит от того, какими основными техническими данными (ОТД) обладает ГТД: $C_{уд}$, $P_{дв}$, $M_{дв}$, $D_{дв}$, $S_{дв}$.

6.1. ЭТАПЫ И ПРОЦЕДУРЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Процесс проектирования как самолетов, так и двигателя, является сложным и трудоемким. Он требует огромного объема вычислений, экспериментальных исследований, графических работ. В проектировании СТС можно выделить ряд этапов, отражающих сложившуюся технологию этого процесса.

Непосредственному проектированию предшествует этап выработки требований к системе (ЛА – ГТД), осуществляемый совместно заказчиком (государством) и исполнителем (ОКБ). На этом этапе так называемого внешнего проектирования выполняют многовариантные расчеты и определяют необходимые технико-экономические показатели и тактико-технические данные ЛА (или СУ) для выработки требований на проект – техническое задание (ТЗ) на проектирование.

Целью следующего этапа, называемого разработкой технического предложения, является выбор схемы и определение наивыгоднейшего (рационального) сочетания основных параметров ЛА и его систем (масса, геометрия, энергетика и т.д.). Это очень важный этап – этап синтеза облика ЛА (или ГТД). Выходной информацией этого этапа являются чертежи общих видов, документация по летно-техническим, экономическим и эксплуатационным характеристикам. На основе ТП принимают решения о целесообразности дальнейшей разработки проекта.

В СГАУ на кафедре теории двигателей летательных аппаратов вот уже более 30 лет проводятся научные исследования по этому этапу, видимо одному из наиболее интересных направлений теории ВРД, связанному с ЛА, существенно расширяющему кругозор современного авиационного инженера.

Содержание и взаимосвязь основных этапов проектирования ЛА (СУ) показывает следующая схема (рис. 6.1).

Благодаря САПР удалось интегрировать этапы внешнего и внутреннего проектирования ГТД. При этом в процессе оптимизации и выбора рациональных значений параметров рабочего процесса одновременно определяются основные технические данные ЛА (взлетная масса – M_0 , полетные затраты топлива – $C_{т.км}$, стоимость жизненного цикла – $S_{ж\ ЛА}$, себестоимость и приведенная себестоимость перевозок – a и $a_{пр}$ соответственно), а также другие, необходимые для выполнения проектной задачи. В связи с этим такие САПР – D_0 могут одновременно использоваться как в двигателестроительных, так и в самолетных ОКБ.

6.2. ПРОБЛЕМЫ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Выбор рациональных значений параметров рабочего процесса ГТД осуществляется на этапе начального (предэскизного проектирования). Доля затрат на этот этап относительно невелика (~5% от затрат на создание ГТД).

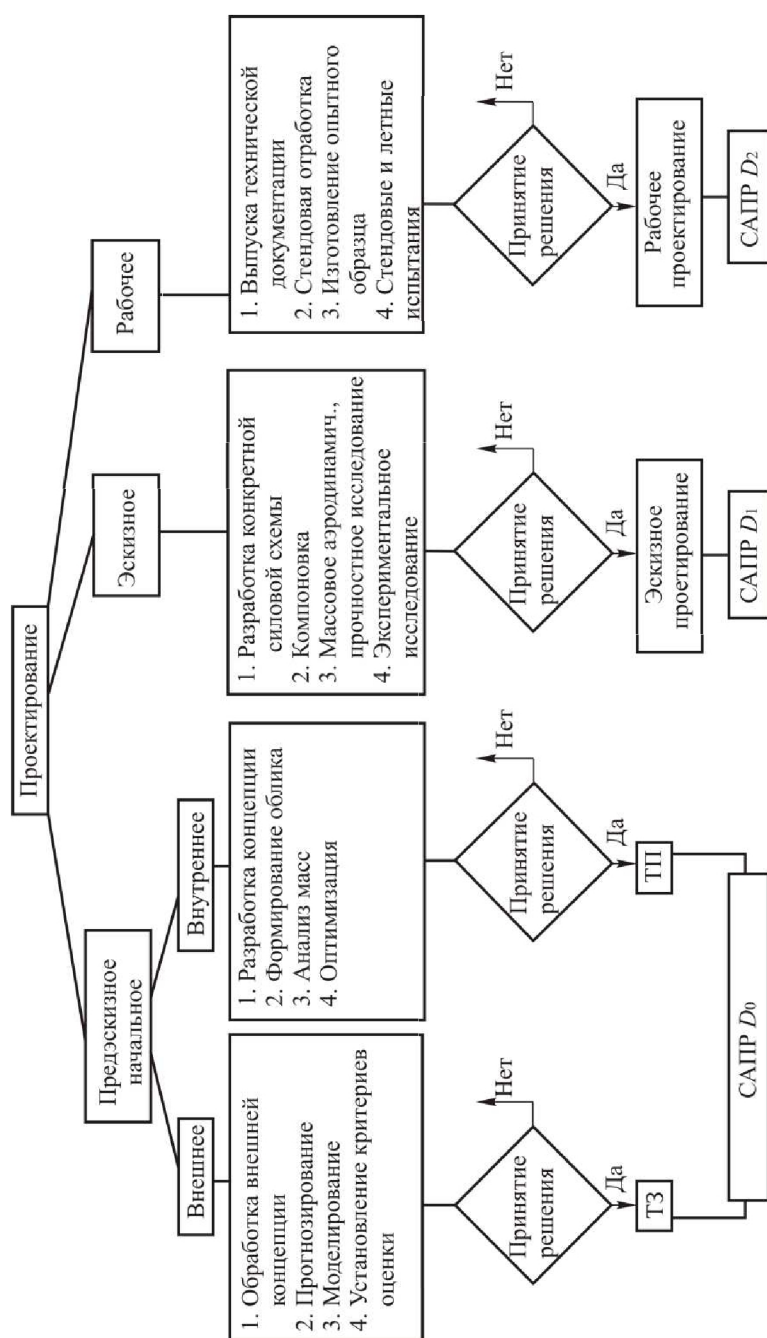


Рис. 6.1. Схема процесса проектирования

Однако решения, принятые на этом этапе, на 3/4 определяют стоимость всего проектирования двигателя. И не только проектирования, но и доводки двигателя. Таким образом, этот этап отличается не только сложностью решаемой проблемы, но и очень высокой ответственностью за принимаемые решения, поскольку здесь закладывается облик будущего ГТД. Поэтому большое значение придают на этом этапе использованию САПР.

Применение САПР позволяет при выборе параметров быстро просмотреть большое количество вариантов ГТД в системе ЛА и выявить наилучшее из них по критериям оценки эффективности.

Эффективность ЛА во многом зависит от основных технических данных ГТД: $C_{уд}$, $P_{дв}$, $M_{дв}$, $D_{таб}$. Степень совершенства этих параметров определяется оптимальным их сочетанием для ЛА. Судить о том, насколько оптимальны параметры ГТД, с точки зрения системного анализа можно только по приобретенной вследствие этого эффективности ЛА, а не по величине отдельных выходных данных двигателя, таких, например, как $C_{уд}$ или $D_{дв}$.

Среди основных проблем, возникающих при обосновании выбора проектных параметров авиационных ГТД, выделим следующие:

- обоснование критериев выбора значений параметров двигателя;
- обоснование выбора расчетного режима для завязки двигателя с ЛА;
- обоснование необходимого минимума параметров ГТД, подлежащих оптимизации;
- обоснование надежности полученных результатов оптимизации параметров ГТД.

При решении каждой из этих проблем возможны различные подходы. Одним из наиболее эффективных является оптимизация параметров авиационных ГТД непосредственно на основе критериев оценки эффективности ЛА. Основная особенность этого направления состоит в том, что оптимизация параметров двигателя рассматривается в непосредственной связи с эффективностью ЛА.

Обоснование критериев. Эффективность современного ЛА характеризуется не одним, а несколькими разнородными критериями. Поэтому оценку совокупной эффективности производят по комплексу критериев, влияние которых на выбор значений параметров СУ зачастую оказывается противоречивым. Так, например, технико-экономическое совершенство эксплуатируемого пассажирского самолета (ДПС) при расчетных величинах дальности по-

лета и производительности в настоящее время обычно оценивают по комплексу таких критериев, как:

- затраты топлива летательным аппаратом на 1 т·км:

$$C_{\text{т·км}} = \frac{M_{\text{мл}}}{M_{\text{кн}} L_{\text{п}}}; (0,25 \dots 0,35 \text{ кг/т·км});$$

- весовая отдача по коммерческой нагрузке:

$$\bar{M}_{\text{кн}} = \frac{M_{\text{кн}}}{M_0}; (0,15 \dots 0,2 \text{ кг/т км});$$

- себестоимость перевозок:

$$a = \frac{A_{\text{ч}}}{M_{\text{кн}} V_{\text{т}} \xi}; (0,2 \dots 0,25 \text{ у.е/т·км});$$

- величина прибыли:

$$\text{Пр} = (D - a) \Pi_{\text{ч}} > 15\%.$$

При оценке эффективности вертолетов, для которых наиболее типично многоцелевое назначение, в комплексную оценку, кроме названных критериев, могут входить: стоимость вертолето-часа (при нетранспортных работах, санитарного, учебного, административного назначения), максимальная дальность полета (аэрофотосъемка, облет ЛЭП и т.п.), особые виды производительности ($\Pi_{\text{сх}}$ – при сельскохозяйственных работах, $\Pi_{\text{кр}}$ – при крановых работах) и ряд других.

При проектировании ЛА количество критериев оценки эффективности возрастает. Так, например, для учета необходимых капиталовложений принято использовать критерий приведенных затрат на 1 т·км – $a_{\text{пр}}$, абсолютное значение которого больше величины себестоимости перевозок. Для оценки необходимых материальных затрат на создание и эксплуатацию ЛА в качестве натуральных показателей экономичности проектируемого ЛА используют величину приведенной производительности ЛА – $\bar{\Pi} = \Pi / M_{\text{пуст}}$, а также рассматривают рассмотренный выше критерий удельных затрат топлива ЛА на 1 т·км – $C_{\text{т·км}}$.

Специфической особенностью проектирования ЛА является необходимость выполнения условий, определяемых уравнением существования ЛА. При достигнутых соотношениях между тяговыми, массовыми и аэродинамическими силами важнейшие технико-экономические показатели ТЭП могут быть получены лишь при определенном уровне совершенства конструкции

СУ и ЛА, который контролируется и оптимизируется в процессе проектирования на основе целого ряда критериев, характеризующих величину массы элементов ЛА. Одним из наиболее часто применяемых критериев является взлетная масса ЛА – M_0 , которая в наиболее распространенном случае выбора параметров ГТД для заданных значений расчетной дальности полета – $L_{\text{п}}$, крейсерской скорости полета $V_{\text{кр}}$, полезной нагрузки – $M_{\text{кн}}$, стоимости летательного аппарата – $S_{\text{ЛА}}$ и ресурса ГТД – $T_{\text{рес}}$ является аналогом экономических критериев, косвенно характеризующих затраты материальных ресурсов на создание и эксплуатацию проектируемого ЛА.

При сравнительном анализе силовых установок ЛА в моторостроительном ОКБ часто используют критерии $M_{\text{су+m}}$ – суммарная масса СУ и топлива, потребного для полета на заданную дальность. При прочих равных условиях уменьшение величины $M_{\text{су+m}}$ обеспечивает повышение эффективности ЛА. Используют также удельные аналоги этого критерия:

$$\gamma_P = \frac{M_{\text{су+m}}}{P_{\text{кр}\Sigma}} \text{ для ТРД и ТРДД и } \gamma_{\Sigma} = \frac{M_{\text{су+m}}}{N_{\Sigma\text{кр}}} \text{ для ТВД}$$

$$\text{или } \gamma_e = \frac{M_{\text{су+m}}}{N_{e\text{кр}}} \text{ для ГТД СТ.}$$

В последние годы развитие критериев технико-экономической оценки проектируемого ЛА происходит в направлении все более детального учета затрат на различных этапах всего будущего жизненного цикла системы. Помимо учета предполагаемых затрат на эксплуатацию ЛА предпринимаются попытки учета ожидаемых затрат на ОКР и на производство системы ЛА в зависимости от выбираемых параметров ГТД. В связи с этим в ряде проектов ЛА в США выбирают параметры ЛА и ГТД, исходя из минимума стоимости всего жизненного цикла проектируемой системы:

$$S_{\text{ж ЛА}} = S_{\text{окр}} + S_{\text{изг}} + S_{\text{кап}} + S_{\text{гсм}} + S_{\text{то}} + S_{\text{рем}}.$$

Общее количество критериев эффективности система ЛА–ГТД насчитывает более двух десятков показателей. Это означает, что задача выбора значений параметров рабочего процесса является многокритериальной и, следовательно, носит векторный характер. Фактически этим самым получен ответ на вопрос, имеется ли среди множества оптимальных решений для каждой из целевых функций (критериев) такое, которое удовлетворит всем экстремальным значениям. Конечно, нет. Рассмотрим, например, типичные

результаты оптимизации одного из важных параметров – π_k для некоторого ряда критериев эффективности (рис. 6.2).

На этом рисунке наглядно видно, что в окрестностях экстремума целевые функции системного ряда

$$(S_{ж\text{ЛА}}, M_{cy+m}, M_0, \dots)$$

протекают весьма полого. Как свидетельствует опыт проектирования авиационных ГТД, с тех самых пор, когда впервые был определен минимум для $C_{уд} = f(\pi_k)$, предпринимаются попытки при выборе значений параметров рабочего процесса находить компромиссные решения путем некоторых отступлений от минимума $C_{уд}$. Такие отступления дают конструктору возможность получить существенные преимущества, не входящие непосредственно в условия оптимизации (схемные, компоновочные, технологические, эксплуатационные и др.).

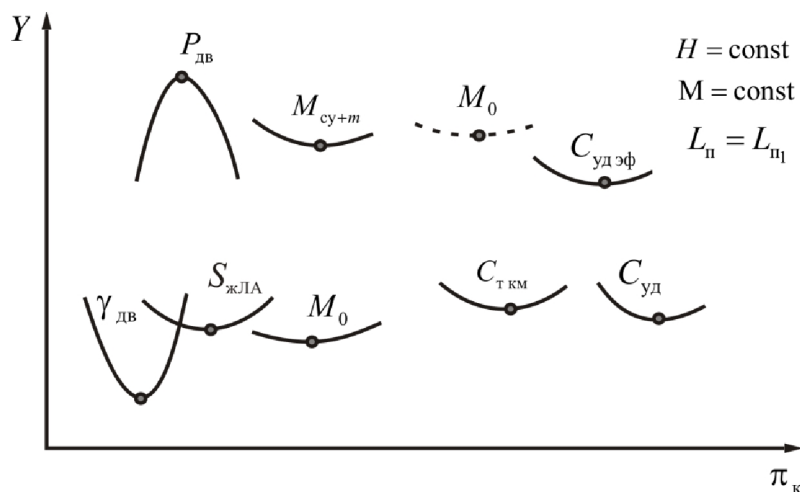


Рис. 6.2. Результаты оптимизации π_k для ряда критериев эффективности ЛА:

— $L_{п1}$ < - - - $L_{п2}$

Поэтому важным практическим элементом параметрических исследований ГТД является общеизвестный математический прием – исследования поведения критериальных функций «Y» в окрестностях их экстремумов с целью определения при выборе значений параметров границ допустимых отклонений от математического оптимума.

При отступлении от экстремума целевой функции на величину $\Delta_y = 0,5 \dots 1,0\%$ (рис. 6.3) проектировщик получает возможность практически

без ущерба для эффективности системы ЛА – ГТД выбирать, например, значения $\pi_{к\text{ нв}}$ на 30...40% меньше, чем $\pi_{к\text{ опт}}$. Это означает, что оптимальные значения параметров ГТД, а их множество по числу рассматриваемых критериев, обычно не рассматривают. В то же время существуют такие значения параметров ГТД, которые с допустимой степенью проигрыша Δ_y могут одновременно удовлетворить множеству требований, предъявляемых к ГТД. Компромиссные значения параметров в инженерной практике принято называть рациональными. Именно на них ориентируются при проектировании ГТД.

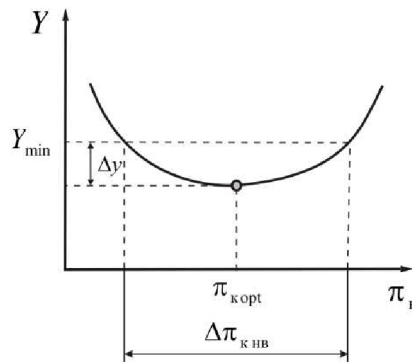


Рис. 6.3. Пример оптимизации функции одной переменной и нахождения $\Delta \pi_{к\text{ нв}}$

Выбор расчетного режима связан с режимом, на котором целесообразно выполнять оптимизацию и, следовательно, закладывать исходный проектный расчет двигателя. Обеспечивая полет ЛА по траектории (взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение и др.), двигатель поочередно работает на существенно разных режимах: взлетном, максимальном продолжительном, крейсерских и т.д., имея при этом на каждом из этих режимов разные значения давления и температуры, заторможенного потока p^* , T^* на входе в двигатель.

Кроме этих характерных режимов при проектировании ГТД исследуют ряд специальных предельных режимов:

- при полете с максимальной скоростью у земли;
- при полете с максимальным скоростным напором на высоте;
- взлет при пониженном барометрическом давлении и повышенной температуре t_n (тропический высотный аэродром);
- взлет с одним отказавшим двигателем.

Все это многообразие эксплуатационных условий должно быть как-то отражено в выборе параметров ГТД для того единственного режима, который принят в качестве расчетного. Таким образом, существуют два взаимосвязанных вопроса: какой из эксплуатационных режимов двигателя наиболее целесообразно принять в качестве расчетного и как учесть при оптимизации параметров на расчетном режиме влияние других режимов работы двигателя.

С момента появления авиационных двигателей довольно продолжительное время все они обычно рассчитывались на взлетном режиме, что позволяло одновременно учесть требования к взлетной тяговооруженности ЛА и к прочности двигателя. Затем на примере НК-12МВ было показано, что двигатели ДПС, ДТС следует закладывать на высотном крейсерском режиме. В этом случае существенную сложность представляет собой учет режимов взлета, набора высоты и снижения. Известно, что, например, затраты топлива на набор высоты могут достигать у ЛА в зависимости от дальности полета от 20 до 50% от нормального запаса топлива.

С другой стороны, исследования, выполненные в ГОСНИИГА, показали, что для характерных рейсов (программ полета) у большинства существующих ДПС всех типов превышение среднечасового расхода топлива

$$G_{m \text{ ср ч}} = \frac{M_{mL}}{t_{\Pi}}$$

вследствие различных эволюций ЛА (набор высоты и т.п.) над крейсерским часовым расходом

$$G_{m \text{ ч}} = C_{\text{уд кр}} P_{\text{кр}} 3600$$

невелико:

$$\overline{G}_m = \frac{G_{m \text{ ср ч}}}{G_{m \text{ ч}}} = f(L_{\Pi}),$$

составляет обычно 5...15% и зависит, в основном, от дальности полета (рис. 6.4).

Кроме влияния расхода и запаса топлива на величину и характер изменения по параметрам двигателя критериев оценки ЛА влияет масса двигателя. Очевидно, что величина массы ГТД должна зависеть главным образом от параметров наиболее напряженных, а не крейсерских режимов.

В качестве такого режима рассматривают взлетный режим при $t_{\Pi} = 15...30^{\circ}\text{C}$ и $M_{\Pi} = 0...0,25$. Параметры этого режима определяют также и величину $L_{\text{впл}}$. Это, в свою очередь, означает, что для оценки массы двигателя при выборе параметров ГТД для дозвуковых ЛА каждый вариант проектного высотного расчета необходимо пересчитывать к условиям взлета.

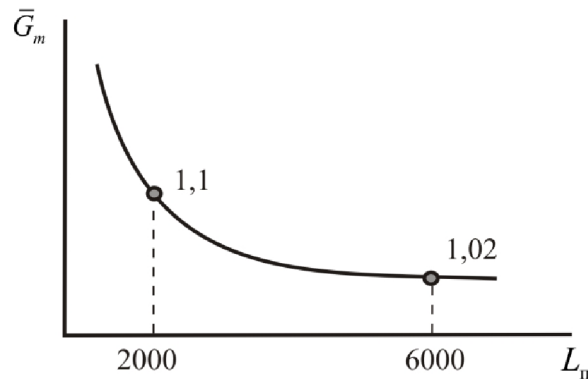


Рис. 6.4. Зависимость коэффициента $\bar{G}_m$ от дальности полета

Для сверхзвуковых ЛА и вертолетов при выборе параметров ГТД используют взлетный режим. Именно в этом режиме при условии $F_{\text{вх}} = \text{const}$ достигается наибольшая величина $\lambda_{\text{вх}}$, а следовательно расхода воздуха.

Выбор параметров, подлежащих оптимизации. Оптимизация проектных параметров рабочего процесса ГТД преследует цель – найти наилучшее для ЛА сочетание известной его триады «внешних» показателей – удельных параметров – $C_{\text{уд}}$, $\gamma_{\text{дв}}$ и $P_{\text{дв}}$. Для ЛА неважно, за счет каких «внутренних» параметров получено нужное сочетание величин (например, хорошие КПД при невысоком уровне $\pi_{\text{к}}$ и $T_{\text{г}}^*$ или наоборот). Поэтому методологически возможны два пути оптимизации параметров ГТД – по «внешним» и по «внутренним» параметрам. Однако если «внешней» оптимизации у всех типов ГТД необходимо всегда подвергать три удельных параметра, определяющих рабочий процесс двигателя, то при оптимизации «внутренних» параметров их количество может быть и меньше, чем три. Поэтому для решения задач оптимизации параметров ГТД безразлично, какие параметры принимать в качестве независимых переменных: «внешние» или «внутренние».

Рабочий процесс ГТД в целом определяется большим числом параметров. Рассмотрим в i - S координатах цикл ВРД (рис. 6.5).

Выбор значений большей части параметров ($\sigma_{\text{в}}$, $\sigma_{\text{КС}}$, $\eta_{\text{к}}$, $\eta_{\text{г}}$, $\eta_{\text{т}}$, φ и т.д.) для расчетного режима осуществляется в столь узких пределах (2...3%), что оценка наиболее вероятных значений в условиях двигателестроительного ОКБ обычно не представляет особых затруднений. Фактически это означает, что значительную часть параметров, определяющих облик рабочего процесса, требуется прогнозировать, а не оптимизировать.

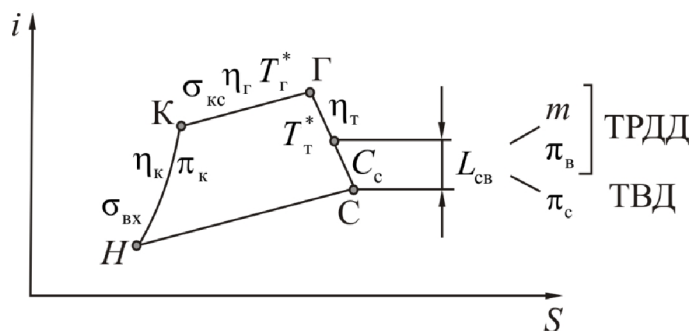


Рис. 6.5. Реальный термодинамический цикл ВРД

Оптимизировать же необходимо лишь те параметры, которые определяют замкнутую систему уравнений проектного термогазодинамического расчета двигателя и которые одновременно могут изменяться в широком диапазоне значений (например, $\pi_K = 4 \dots 40$). Количество таких параметров зависит, прежде всего, от типа ГТД. В ТРДД систему уравнений проектного термогазодинамического расчета, как известно, в общем случае определяют четыре параметра: π_K , π_B , m , T_{Γ}^* . Значения остальных необходимых для расчета параметров прогнозируются.

Необходимо отметить, что величина применяемых в настоящее время значений температуры T_{Γ}^* (1600...1650 К) рассматривается с точки зрения ее обеспечения системой охлаждения лопаток турбины и соответствующими материалами, и эта величина меньше, чем $T_{\Gamma \text{ opt}}^*$. Поэтому выбор оптимальных значений T_{Γ}^* пока ограничивается достигнутым конструктивно-технологическим уровнем.

Из оставшихся трех параметров у ТРДД независимыми переменными с широким диапазоном возможных изменений являются только две. При каждом уровне свободной энергии, зависящем от величины π_K и T_{Γ}^* , выбранная величина степени двухконтурности m полностью определяет сравнительно узкие пределы изменения π_B .

Например, при $m = 6 \dots 8$ при изменении π_K от 12 до 45 величина π_B изменяется всего от 1,8 до 2. При этом в случае применения на ТРДД одноступенчатого вентилятора величина π_B будет определяться достигнутым уровнем степени повышения давления в вентиляторе 1,6...1,8.

Таким образом, для ТРДД возможно оптимизировать не все четыре независимых переменных. В ряде случаев можно ограничиться тремя: π_k , π_b , m и даже двумя: π_k , m , принимая в последнем случае π_b из условия обеспечения $C_{уд\ min}$, либо из конструктивных соображений (одноступенчатый вентилятор $\pi_b = \text{const}$).

Рассмотрение самолетных ТВД (ТВВД) приводит к выводу о необходимости оптимизировать у них только два параметра рабочего процесса: π_k и π_c . Так как величина π_c определяет распределение свободной энергии между винтом и реактивной струей, то она соответственно влияет на величину массы турбины, редуктора и винта, что подтверждает протекание зависимостей $P_{ТВД}$ и $M_{су+m}$ (рис. 6.6) от степени понижения давления в выходном устройстве ТВД.

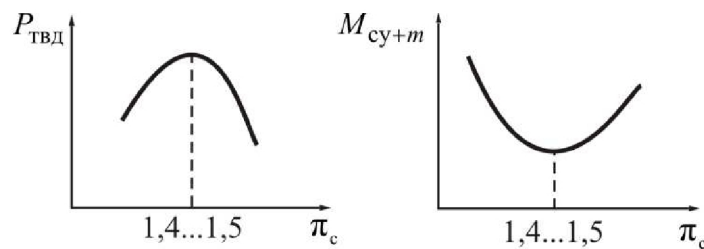


Рис. 6.6. Зависимости $P_{ТВД}$ и $M_{су+m}$ от степени понижения давления в выходном устройстве ТВД

Обоснование надежности полученных результатов оптимизации параметров ГТД. Величина критериев оценки ЛА, естественно, зависит от исходных проектных данных СУ. Однако значительная часть этих исходных данных определяется на основе прогнозных оценок. Поэтому существенная часть исходных проектных данных бывает известна со значительной неопределенностью, т.к. не может быть предсказана с достаточной степенью точности: некоторые из них, принимаемые при оптимизации параметров ГТД в качестве расчетных констант, в условиях реальной эксплуатации ЛА представляют собой случайные величины (t_b , $L_{п}$, $M_{кн}$, $H_{п}$ и др.), расчетные значения других обеспечить в процессе создания ГТД и ЛА не всегда удастся (η_k , η_t , $v_{охл}$, $S_{ЛА}$, $S_{дв}$ и др.). Общее число таких проектных данных неоднозначной величины при создании ГТД для ДПС может достигать 20...30. Учитывая, что выше шла речь о многокритериальности, т.е. о неопределенности цели, теперь можно добавить еще и неопределенность исходных проектных данных.

Благодаря этому задача оптимизации параметров ГТД приобретает многовекторный характер, т.к. при неопределенности исходных данных каждый из критериев, входящих в комплексную оценку эффективности ЛА, в свою очередь, является вектором.

Для выбора значений параметров ГТД обычно рассматривают вблизи расчетного оптимума несколько вариантов двигателя. При этом оценивают возможность выполнения важнейших технических требований и ограничений (сроки создания, нормы шума, заданный ресурс, эмиссия вредных выделений и т.п.). Одновременно принимают во внимание также и конструктивно-технологические возможности предприятия (наличие прототипа и перспективного задела, так называемые конструктивные соображения, оснащенность и численность производственно-технологической службы и т.п.). Следовательно помимо количественной неопределенности исходных данных часть информации, которую требуется учесть при выборе параметров ГТД, вообще не может быть формализована и внесена в начальные условия оптимизации. Поэтому очевидно, что для выбора значений параметров ГТД недостаточно располагать знаниями только расчетных оптимумов, несущих, в сущности, условный характер. Необходимо иметь возможность с помощью ЭВМ отыскивать такие сочетания параметров ГТД, при которых в условиях неполной определенности исходных данных вероятность обеспечить запроектированную эффективность ЛА будет наибольшей. Для этого требуются специальные математические методы. Основные принципы таких методов рассмотрим далее.

6.3. МЕТОДЫ ОЦЕНКИ МАССЫ И СТОИМОСТИ ГТД НА ЭТАПЕ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Из уравнения весового баланса ЛА

$$M_0 = \underbrace{M_{пл} + M_{об}}_{const=(0,35...0,5)M_0} + \overset{\uparrow}{M_{кн} + M_{сл}} + \overset{\downarrow}{M_m + M_{mc} + M_{cy}}$$

наглядно видно, что снижение M_0 (или повышение $M_{кн}$ при $M_0 = const$) может быть получено путем уменьшения M_{cy+m} . Таким образом, суммарная масса СУ и потребного на полет топлива является тем главным рычагом, с помощью которого СУ влияет на эффективность ЛА. Следовательно, точность методов расчета величин M_m и M_{cy} и их зависимостей от параметров ГТД играет

важную роль при оценке эффективности ЛА и выборе рациональных значений параметров двигателя. Покажем (рис. 6.7), как образуется минимум функции M_{cy+m} и соответствующие значения m_{opt} , $\pi_{k opt}$ по этому критерию.

Составляющая M_{cy+m} , связанная с запасом топлива на борту ЛА, определяется следующим выражением:

$$M_{m \text{ ЛА}} = n_{дв} G_m C_{уд} P_{дв \text{ кр}} t_{П}.$$

Нетрудно видеть, что величина $M_{m \text{ ЛА}}$ при заданных ТУ на ЛА определяется величиной $C_{уд}$ при $P_{дв \text{ кр}}$. Методики расчета величин $C_{уд}$, $P_{дв}$ на сегодня отработаны с достаточной глубиной и, в отличие от всех других характеристик двигателя (прочность, надежность, масса и т.п.), определяются с наивысшей точностью. Обычно расхождение между запроектированными и экспериментально измеренными значениями $C_{уд}$ редко превышает 2...3%.

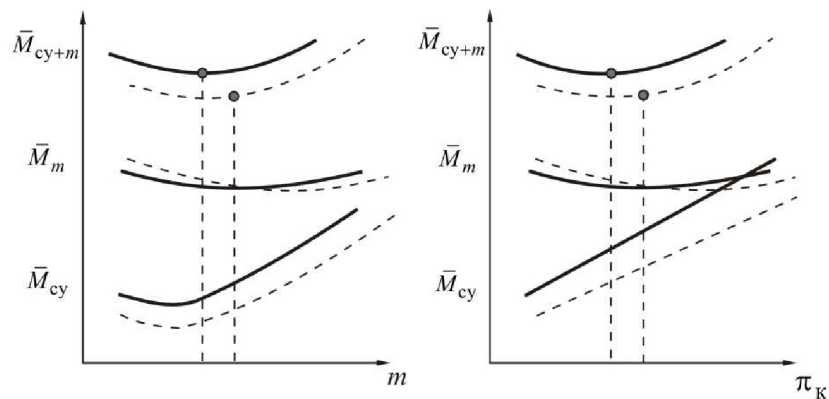


Рис. 6.7. К образованию минимума целевой функции M_{cy+m}

при $T_{г2}^* (---) > T_{г1}^* (—)$

Что касается M_{cy} и $M_{дв}$, то ситуация здесь сложнее. Масса силовой установки связана с массой двигателя следующим соотношением:

$$M_{cy} = k_{cy} n_{дв} M_{дв}$$

в случае вычисления массы силовой установки по формуле

$$M_{cy} = n_{дв} (M_{дв} k_{cy} + M_{ред} + M_{вв}).$$

В этом выражении коэффициент массы силовой установки:

$K_{cy} = 1,45 \dots 1,6$ для ТРД и ТРДД;

$K_{cy} = 1,7 \dots 2$ для ТРДФ и ТРДДФ и вертикальных ГТД;

$K_{cy} = 1,35 \dots 1,45$ для ТВД;

$M_{дв}$ – масса ТВД без редуктора;

$M_{ред}$ – масса редуктора, которую можно оценить по формуле

$$M_{ред} = 5 + 78 \left(\frac{N_e}{n_{вв}} \right) - 2,375 \left(\frac{N_e}{n_{вв}} \right)^2,$$

где N_e – мощность на выводном валу, кВт;

$n_{вв}$ – частота вращения воздушного винта;

если неизвестна величина $n_{вв}$, то

$$M_{ред} = 9820 N_e^{-0,269};$$

$M_{вв}$ – масса воздушного винта,

$$M_{вв} = C_1 P_{в вэл};$$

величина $C_1 = 6 \dots 7$ 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; $n_{дв}$ – количество двигателей на ЛА.

6.3.1. Оценка массы проектируемых авиационных ГТД

Величину $M_{дв}$ на начальной стадии проектирования целесообразно оценивать по параметрическим зависимостям вида

$$M_{дв} = f(G_{в}, m, \pi_{к}, \pi_{в}, T_{г}^*),$$

которые выражены уравнением единой структуры

$$M_{дв} = B k_{m_0} k_{T_{г}} G_{в вэл}^{m_1} (\pi_{к вэл}^{0,286} - 1)^{m_2} k_c k_{рес}, \quad (6.1)$$

где $G_{в вэл}$ и $\pi_{к вэл}$ – максимальные значения параметров газогенераторного контура ГТД при $M_{п} = 0$, $H_{п} = 0$. Остальные величины – это коэффициенты:

k_{m_0} – коэффициент увеличения массы ГТД за счет элементов II контура;

$k_{T_{г}}$ – коэффициент увеличения массы ГТД при повышении значений проектной температуры $T_{г max}^*$ по статистическим данным

$$k_T = 1 + 2(T_{\text{Г max}}^* - 1200)10^{-4};$$

B – константа, характеризующая осредненные показатели технологического уровня каждого типоразмера ГТД;

k_c – коэффициент, характеризующий совершенствование массы двигателя за счет внедрения конструктивно-технологических мероприятий (рис. 6.8);

$k_{\text{рес}}$ – коэффициент, учитывающий влияние ресурса ГТД (для гражданских ГТД $k_{\text{рес}} = 1,0 \dots 1,07$, для военных $k_{\text{рес}} = 0,95 \dots 1,0$).

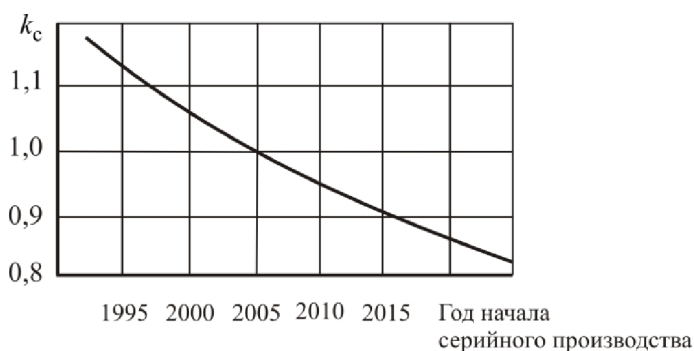


Рис. 6.8. Зависимость коэффициента k_c от года начала серийного производства

Для учета специфических особенностей конструктивной схемы конкретного типа ГТД единая структура формулы массы ГТД трансформируется. Так, например, в случае ТВД (ТВВД) она приобретает следующий вид:

$$M_{\text{ТВД}} = M_{\text{ГТД}} + M_{\text{ред.}}$$

Выражение $M_{\text{ГТД}}$ имеет вид аналогичный (6.1). Значение коэффициентов m_1 , m_2 и B приведены в табл. 6.1.

Т а б л и ц а 6.1. Значения коэффициентов в формуле массы ТВД

Тип ГТД	B	m_1	m_2
ТВД и ТВВД	66	0,74	0,16

Массу вертолетных ГТД со свободной турбиной (ГТД СТ) оценивают так же, как массу ГТД турбовинтового двигателя, но с другими значениями коэффициентов B , m_1 , m_2 (табл. 6.2).

Т а б л и ц а 6.2. Значения коэффициентов в формуле массы ГТД СТ

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

В случае ТРДД формула массы имеет вид

$$M_{\text{дв}} = (M_{\text{I}} + M_{\text{II}} + M_{\text{к см}}) k_{\text{с}} k_{\text{рес}}.$$

Для ТРДДФ

$$M_{\text{дв}} = (M_{\text{I}} + M_{\text{II}} + M_{\text{ф.к}}) k_{\text{с}} k_{\text{рес}},$$

где $M_{\text{I}} = (BG_{\text{вI}})_{\text{пр.вент}}^{m_1} \left[(\pi_{\text{к}\Sigma} / \pi_{\text{в}})^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{T_{\Gamma}}$ – масса газогенератора внутреннего контура двигателя без вентилятора и турбины вентилятора;

$$(G_{\text{вI}})_{\text{пр.вент}} = G_{\text{вI}} \frac{1}{\pi_{\text{в}}} \sqrt{1 + (\pi_{\text{в}}^{0,286} - 1) \frac{1}{\eta_{\text{в}}}} - \text{расход воздуха на взлетном}$$

режиме через внутренний контур, приведенный по параметрам за вентилятором;

$$M_{\text{II}} = 2,865 G_{\text{в}\Sigma}^{0,903} m^{0,104} \pi^{1,193} - \text{масса вентилятора и обечайки II контура};$$

$$M_{\text{к см}} = 2,316 G_{\text{в}\Sigma}^{0,753} - \text{масса камеры смешения}.$$

Значения соответствующих коэффициентов B , m_1 , m_2 приведены в табл. 6.3.

Т а б л и ц а 6.3. Значения коэффициентов в формуле массы ТРД и ТРДД

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

В рассмотренных моделях масса ГТД составляется из масс одного–трех элементов. Соответствующая погрешность такой оценки массы достигает 10...20%. В связи с широким внедрением ЭВМ в последние годы стали внедряться в практику работы ОКБ более трудоемкие расчеты массы ГТД по 15...40 ее составляющим. Этот метод, в отличие от параметрического, называют узловым. Здесь массы компрессора, камеры сгорания, турбин, переходников и других элементов ГТД рассчитываются отдельно, а затем суммируются. Причем при расчете, например, массы компрессора может быть применена различная степень детализации (диски, лопатки, статор, валы и т.п.). Поузловой метод позволяет повысить точность оценки массы до 5...10%, что может считаться очень хорошим результатом. Известно, что когда конструк-

тор на более поздних стадиях проектирования оценивает массу ГТД по компоновочным чертежам, то и здесь погрешность достигает 5%.

6.3.2. Общие замечания к оценке стоимости ГТД¹²

Для расчета экономических критериев a , $S_{ж\text{ЛА}}$ и других требуется знать стоимость проектируемого двигателя. Если на стадии эскизного проектирования возможно использовать имеющиеся у экономистов детализированные методики расчета себестоимости и цены ГТД, то на данном этапе (предэскизное проектирование), когда чертежей двигателя еще нет, а иногда отсутствует и схема его проточной части, можно только использовать укрупненные методы оценки экономических показателей двигателя, основанные на обработке статистических данных.

Стоимость жизненного цикла 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 курсовом и 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. 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 $S_{ж\text{дв}}$ обычно понимается сумма затрат на его разработку $S_{окр}$, на подготовку производства $S_{пп}$ и соб-

¹² Разделы 6.3.2...6.3.6 подготовлены на основе совместных разработок с Ждановским А.В.

ственно производство $S_{\text{пр}}$ требуемого количества двигателей (для обеспечения бесперебойной работы известного парка ЛА) $Z_{\text{дв}}$, а также на их эксплуатацию $S_{\text{эсп}}$:

$$S_{\text{ж.дв}} = S_{\text{окр}} + S_{\text{пп}} + S_{\text{пр}} + S_{\text{эсп}}. \quad (6.2)$$

В выражении (6.2) $S_{\text{эсп}}$ представляют собой сумму затрат на ремонт $S_{\text{рем}}$, техническое обслуживание $S_{\text{то}}$, а также на топливо и масло (ГСМ) $S_{\text{гсм}}$:

$$S_{\text{эсп}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{то}} + S_{\text{гсм}}. \quad (6.3)$$

Отметим, что в выражении $S_{\text{ж.дв}}$ (6.2) 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 двигателя 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. авиационные двигатели могут утилизироваться вместе с ЛА, использоваться для наземных ГТУ, для одноразовых БПЛА (например, в качестве мишеней) и в других целях.

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:

$$S_{\text{ж.дв}}^{\text{уд}} = \frac{S_{\text{ж.дв}}}{Z_{\text{дв}}}. \quad (6.4)$$

Величину $Z_{\text{дв}}$ – планируемое потребное количество двигателей – можно принимать в следующих диапазонах:

$Z_{\text{дв}} = 1000 \dots 5000$ – 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 $Z_{\text{дв}}$, 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 $\tau_{\text{наз}}$ двигателя и планера $\tau_{\text{наз ЛА}}$ практически одинаковы. Но съём 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 $Z_{\text{дв}}$ в зависимости от их надежности и межремонтного ресурса учтены от 10 до 20% запасных двигателей.

Выражения для определения составляющих $S_{\text{ж дв}}$ представляют собой статистические зависимости затрат (экономико-математические модели – ЭММ) от ряда параметров двигателя и других факторов, влияющих на величину затрат.

6.3.3. Затраты $S_{\text{окр}}$ на разработку двигателя

Затраты $S_{\text{окр}}$ 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

$$S_{\text{окр}} = a_0 x_1^{a_1} x_2^{a_2} \dots x_k^{a_k},$$

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 – $P_{дв}$ или расход воздуха – G_v) и совершенство (степень повышения давления – π_k , температура газа – T_g^*), а также ряд факторов, характеризующих условия разработки двигателя (конструктивно-технологическую преемственность двигателя, время разработки, кооперацию и т.д.).

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

$$S_{окр} = a_0 G_{в\text{ в}\text{зл}}^{a_1} \pi_k^{a_2} \left(\frac{T_g^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{в\text{ в}\text{зл}} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{дв\text{ в}\text{зл}}^{\Phi}}{P_{дв\text{ в}\text{зл}}} \right)^{a_5} K_{кт}^{a_6} K_{увт} K_{рев}, \text{ млн. руб.}, \quad (6.5)$$

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

π_k – суммарная степень повышения давления;

T_g^* – максимальная температура газа перед турбиной, К;

$m_{в\text{ в}\text{зл}}$ – степень двухконтурности;

$\frac{P_{дв\text{ в}\text{зл}}^{\Phi}}{P_{дв\text{ в}\text{зл}}}$ – степень форсирования двигателя;

$K_{кт}$ – 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 $\frac{P_{дв\text{ в}\text{зл}}^{\Phi}}{P_{дв\text{ в}\text{зл}}} = 1$.

Для одноконтурных ТРД и ТРДФ $m_{в\text{ в}\text{зл}} = 0$.

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

$$S_{окр} = a_0 G_{в\text{ в}\text{зл}}^{a_1} \left(\frac{T_g^*}{1000} \right)^{a_2} K_{кт}^{a_3}, \text{ млн. руб.}, \quad (6.6)$$

где $G_{в\text{ в}\text{зл}}$ – взлетный расход воздуха, кг/с.

В табл. 6.4 приведены статистические коэффициенты для этих моделей оценки затрат на ОКР.

Величина коэффициента конструкторско-технологической преемственности ($K_{кт}$) выбирается и обосновывается исходя из конструкторских проработок по двигателю (табл. 6.5).

Т а б л и ц а 6.4. *Значения статистических коэффициентов для оценки $S_{ОКР}$ двигателей прямой реакции*

	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	$K_{увт}$	$K_{рев}$
$S_{ОКР}$ (6.6)	160	0,68	0,25	1,25	0,6	0,3	0,65	Да – 1,2 Нет – 1	Да – 1,1 Нет – 1
$S_{ОКР}$ (6.7)	230	0,6	0,72	0,65	-	-	-	-	-

Т а б л и ц а 6.5. *Значения коэффициента $K_{кт}$, %*

Характеристики 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

6.3.4. Затраты $S_{пп}$ 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, на проведение организационно-технических мероприятий в производстве. В случае, когда масштабы производства определены с невысокой достоверностью, то 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 вкладывают дополнитель-

ные 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.

$$S_{\text{пп}} = 0,2 S_{\text{окр}}, \text{ млн. руб.} \quad (6.7)$$

6.3.5. Затраты $S_{\text{пр}}$ на серийное производство

Уровень (величина) себестоимости серийного производства и, следовательно, цены двигателя зависят, 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:

$$C_{\text{дв}} = a_0 G_{\text{в в з л}}^{a_1} \pi_{\text{к в з л}}^{a_2} \left(\frac{T_{\text{г в з л}}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{в з л}} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{\text{дв в з л}}^{\Phi}}{P_{\text{дв в з л}}} \right)^{a_5} K_{\text{увт}} K_{\text{рев}}, \text{ млн. руб.} \quad (6.8)$$

Модель цены при серийно освоенном производстве ТВД и ГТД СТ

$$C_{\text{дв}} = a_0 G_{\text{в в з л}}^{a_1} \pi_{\text{к в з л}}^{a_2}, \text{ млн. руб.} \quad (6.9)$$

В табл. 6.6 приведены статистические коэффициенты для моделей цены двигателей.

Т а б л и ц а 6.6. Статистические коэффициенты для моделей цены двигателей

	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	$K_{\text{увт}}$	$K_{\text{рев}}$
$C_{\text{дв}}$ (6.8)	0,122	0,85	0,43	1,25	0,4	0,28	Да – 1,2 Нет – 1	Да – 1,1 Нет – 1
$C_{\text{дв}}$ (6.9)	0,52	0,79	0,44	–	–		–	–

Для получения суммарных затрат на производство $S_{\text{пр}}$ партии двигателей $Z_{\text{дв}}$ необходимо полученное соответствующее значение цены двигателя ($C_{\text{дв}}$) умножить на предполагаемый суммарный выпуск двигателей, скорректированный в соответствии с «кривой освоения». Она показывает темп снижения себестоимости производства в зависимости от масштабов выпуска. Модель для определения $S_{\text{пр}}$ имеет вид:

$$S_{\text{пр}} = 3,29 \text{ Ц}_{\text{дв}} Z_{\text{дв}}^{0,82}, \text{ млн. руб.} \quad (6.10)$$

При этом $\text{Ц}_{\text{дв}}$ определяется по формуле (6.9) или (6.10) в зависимости от типа двигателя.

6.3.6. Затраты $S_{\text{эксп}}$ на эксплуатацию

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

$$S_{\text{рем}} = 0,35 S_{\text{пр}} \frac{\tau_{\text{наз}}}{(1 + K_{\text{об}}) T_{\text{см}}}, \text{ млн. руб.} \quad (6.11)$$

$$T_{\text{см}} = T_{\text{дсд}} \left(1 - e^{-\frac{\tau_{\text{м}}}{T_{\text{дсд}}}} \right), \text{ ч,} \quad (6.12)$$

где $\tau_{\text{м}}$ и $\tau_{\text{наз}}$ – соответственно межремонтный и назначенный (суммарный) ресурс двигателя, ч;

$K_{\text{об}}$ – коэффициент оборотного фонда;

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

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

Диапазон значений $\tau_{\text{м}} = 1000 \dots 15000$ ч, $\tau_{\text{наз}} = (3 \dots 4)\tau_{\text{м}}$, $K_{\text{об}} = 0,1 \dots 0,2$, $T_{\text{дсд}} = 1,5\tau_{\text{м}}$.

Для ГТД гражданских дальних и средних самолетов, включая грузовые этого класса, можно принимать

$$\tau_{\text{м}} = 8000 \dots 15000 \text{ ч; } \tau_{\text{наз}} = 4\tau_{\text{м}};$$

для ГТД ближних магистральных самолетов

$$\tau_{\text{м}} = 6000 \dots 9000 \text{ ч; } \tau_{\text{наз}} = 3\tau_{\text{м}};$$

для гражданских вертолетных ГТД и двигателей для самолетов местных воздушных линий

$$\tau_{\text{м}} = 3000 \dots 4000 \text{ ч; } \tau_{\text{наз}} = 3\tau_{\text{м}};$$

для вертолетных ГТД военного назначения

$$\tau_{\text{м}} = 1500 \dots 2000 \text{ ч; } \tau_{\text{наз}} = 3\tau_{\text{м}};$$

для ГТД истребителей, истребителей-бомбардировщиков и штурмовиков

$$\tau_m = 1000 \dots 2000 \text{ ч}; \tau_{\text{наз}} = 3\tau_m;$$

для малоразмерных ГТД для дистанционно-пилотируемых и беспилотных ЛА (обычно для таких ГТД расходы на ремонт $S_{\text{рем}} = 0$)

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

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

$$S_{\text{ТО}} = 0,01 S_{\text{рем}}, \text{ млн. руб.} \quad (6.13)$$

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

$$S_{\text{ГСМ}} = G_m^{\text{ср}} \Pi_m \frac{Z_{\text{дв}} \tau_{\text{наз}}}{(1 + K_{\text{об}})} 10^{-6}, \text{ млн. руб.}, \quad (6.14)$$

где $G_m^{\text{ср}}$ – среднечасовой расход топлива, кг/ч;

Π_m – цена топлива с учетом ГСМ, руб./кг.

Рекомендуемое значение $\Pi_m = 14 \dots 30$ руб./кг.

6.4. ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГТД В УСЛОВИЯХ НЕПОЛНОЙ ОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ

В сложившейся практике проектирования ГТД принято оптимизацию его параметров выполнять последовательно: вначале идет оптимизация и выбор значений параметров рабочего процесса (самый верхний уровень проектирования), затем разрабатывается оптимальная проточная часть, на этой основе проектируются оптимальные варианты компрессора и турбины и т.д. Таким образом, выбор параметров рабочего процесса СУ влияет на всю систему исходных данных для проектирования как ЛА, так и основных элементов самого двигателя. Поэтому отыскание таких значений параметров рабочего процесса, которые бы сохраняли свою оптимальность при изменении в процессе доводки значений КПД лопаточных машин и массы компрессора, турбины и других узлов, является одним из необходимых условий достоверной оптимизации системы ЛА в целом. С другой стороны, установлено, что задаче оптимизации параметров авиационных ГТД, как и задачам проектирования вообще, присуща неопределенность, которую обуславливают:

- многокритериальность оценки эффективности ЛА и многорежимность в эксплуатации;
- недостаточная определенность значений многих исходных проектных данных;
- предпосылки, допущения, погрешности и ограничения методик расчета и технических требований;
- существование неучтенных или неформализованных факторов.

В силу этого задача оптимизации параметров ГТД с математической точки зрения носит векторный (многовекторный) характер.

При оптимизации параметров авиационных ГТД имеют место два основных вида неопределенности: неопределенность цели (многокритериальность) и неопределенность исходных данных. В связи с этим при технико-экономическом анализе задачи выбора рациональных параметров ГТД применяют различные подходы. Это связано с тем, что в отличие от задач скалярной оптимизации, имеющей единственный принцип оптимальности

$$J(x_{\text{opt}}) > J(x),$$

в задачах векторной оптимизации возможно использовать несколько принципов оптимальности, каждый из которых может приводить к выбору разных оптимальных решений.

Решение большинства задач векторной оптимизации обычно начинают с определения области компромиссов. Что это такое? Это то подмножество возможных решений, в котором каждое из них не может быть улучшено без ухудшения уровня хотя бы одного из локальных критериев. Путем определения области компромиссов осуществляется первый шаг в сужении области поиска оптимальных решений, что способствует более объективному выбору окончательного решения.

Следует отметить, что отыскание области компромиссов является единственно строго научно обоснованным и объективным путем решения задач векторной оптимизации. Внутри же области компромиссов выбор оптимальных решений осуществляется либо на основе определенного принципа оптимальности (решающего правила), либо исходя из неформализуемых соображений. При векторной оптимизации широко используют такие решающие правила, как, например, принцип минимакса, принцип справедливой уступки, выделения главного критерия и т.д.

Точное определение границ области компромиссов часто бывает связано со значительными вычислительными трудностями. Поэтому при

решении задач векторной оптимизации получили распространение приближенные методы. Их применение оправдывается тем, что определение области компромиссов обычно не является конечной целью оптимизации, во многих задачах этот этап используют только для сужения области возможных решений. Поэтому точно знать границы этой области не всегда обязательно.

Однако очевидно, что в тех случаях, когда вычислительные трудности преодолимы, а ожидаемые размеры области невелики, наиболее рациональным путем является все же определение истинных (а не приближенных) границ такой области.

При оптимизации параметров авиационного ГТД с учетом многовекторного характера задачи область компромиссов можно определить как результат пересечения подмножеств параметров рациональных по разным критериям.

6.5. ОТЫСКИВАНИЕ ГАРАНТИРУЕМОЙ ОБЛАСТИ КОМПРОМИССОВ ПРИ ВЫБОРЕ ПАРАМЕТРОВ ГТД

Рассмотрим подробнее применение основных принципов рассмотренного выше подхода к выбору значений.

На основе заданных (или прогнозируемых) величин исходных проектных данных можно рассчитать зависимости критериев, входящих в комплексную оценку ЛА, от оптимизируемых (или одного) параметров рабочего процесса. Эти зависимости принимают в качестве базовых. Устанавливают допустимую степень отклонения значения этого критерия от экстремального значения $\Delta y = \frac{y - y_{\min}}{y_{\min}}$ (рис. 6.9).

Величину Δy выбирают, например, исходя из существующих допусков на заданные величины технико-экономических ЛА, или на основе рекомендации экспертов. Важной практической задачей расчета в этом случае является определение с помощью ЭВМ координат изолинии выбранного критерия оценки, ограничивающей базовое подмножество.

Затем оценивают возможные диапазоны изменения исходных проектных данных неопределенной величины. Если бы эти данные имели вероятное описание, то задачу возможно было бы решать методом стохастической оптимизации. Однако при проектировании ГТД на этапе выбора значений параметров для большинства исходных проектных данных неоднозначной величины какой-либо закон распределения обычно отсутствует, но можно

оценить (с помощью, например, метода экспертных оценок) пределы изменения этих величин. В этом случае точно определить можно только границы некоторой гарантируемой области компромиссов, т.е. соответствующие наиболее неблагоприятным (в смысле размеров области компромиссов) сочетаниям предельно возможных значений исходных данных (рис. 6.10).

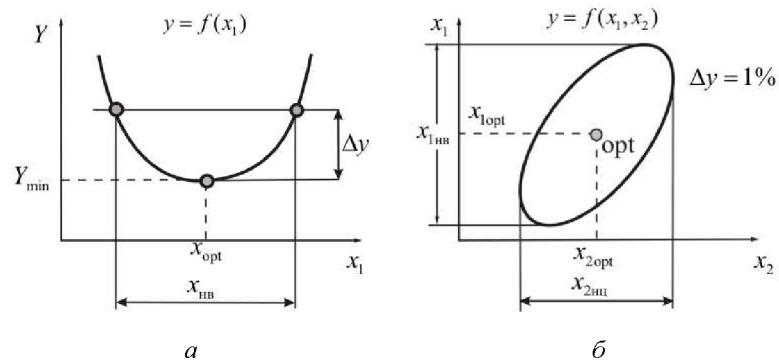


Рис. 6.9. Пример получения базовой зависимости одного из критериев «Y» для параметров рабочего процесса авиационного ГТД:

a – одного; *б* – двух

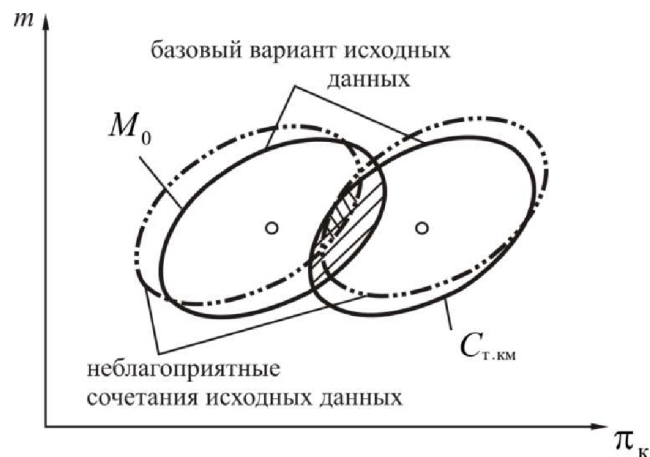


Рис. 6.10. Образование гарантируемой области компромиссных решений двух критериев (M_0 и $C_{т.км}$)

Таким образом, определяется $x_{нв\cap} = \bigcap_{i=1}^r \bigcap_{k=1}^q x_{i,k}$ – гарантируемая область компромиссов. Это пересечение всех исследуемых подмножеств для

комплекса из k -критериев с учетом неопределенности q части исходной информации.

После нахождения области компромиссов накладывают ограничения для отсечения от нее зон, запрещенных ТЗ (рис. 6.11).

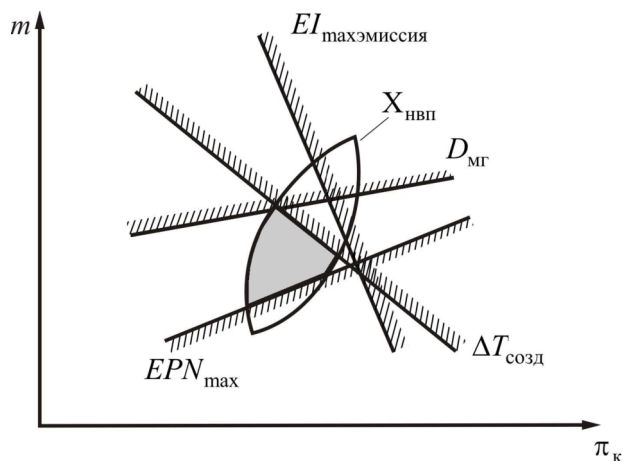


Рис. 6.11. Уменьшение гарантируемой области компромиссов $X_{нвп}$ путем наложения проектных ограничений

Если в случае наиболее неблагоприятного сочетания исходных данных область компромиссов не образуется, то для сближения непересекающихся подмножеств можно ввести характеристики приоритетов, используя весовые коэффициенты p (рис. 6.12).

Однако практическая реализация поиска гарантируемой области компромиссов непосредственно зависит от возможностей оценить априори b_k — т.е. наиболее неблагоприятное сочетание предельных значений исходных данных, которое приводит к наибольшему смещению области оптимальных решений по данному критерию (относительно базовой).

Такую априорную оценку обычно возможно осуществить лишь в том случае, если удастся получить аналитическую модель для детерминированного оптимального решения по выбранному критерию $x_{opt} = f(b_k)$. Если такую модель построить не удастся, то найти искомое неблагоприятное сочетание неоднозначных исходных данных путем, например, полного факторного эксперимента типа 2^n для авиационного ГТД практически невозможно, так как в этом случае число необходимых вариантов расчета изолиний с $b_k = \text{var}$ очень велико ($N \geq 2^{15} \dots 2^{30}$).

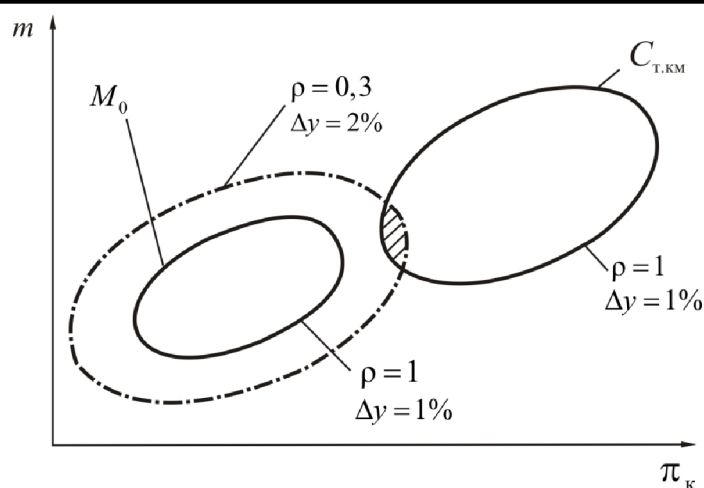


Рис. 6.12. Использование весовых коэффициентов ρ для нахождения области компромиссных решений

Отыскание области пересечения рассматриваемых подмножеств оптимальных значений параметров ГТД по разным критериям оценки в условиях неопределенности исходных данных является сложным этапом расчетов. При этом в случае многосекторных задач трудность решения в значительной степени зависит от числа оптимизируемых параметров. Тогда, когда число оптимизируемых параметров ГТД не превышает двух, решения имеют сравнительно простой вид, т.к. отыскиваемые в условиях неопределенности пересечения областей – плоские фигуры. При числе оптимизируемых параметров более двух искомые области представляют собой пространства или гиперпространства. В этом случае методы определения области компромиссов при дальнейшем возрастании числа оптимизируемых параметров существенно усложняются.

6.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАИЛУЧШИХ РЕШЕНИЙ ВНУТРИ ОБЛАСТИ КОМПРОМИССОВ

Получаемая в результате пересечения указанных подмножеств оптимальных параметров гарантируемая область компромиссов включает в себя все те значения параметров, которые соответствуют наилучшей совокупной эффективности ЛА во всем диапазоне вероятных значений исходных проектных данных. Следовательно, в случае выбора значений параметров ГТД в

пределах этой области при любом сочетании исходных данных обеспечивается практически максимально возможная эффективность ЛА. Выбранные таким образом параметры устойчивы к неопределенности исходной проектной информации. Однако полученная при этом область компромиссов может оказаться слишком широкой (рис. 6.13).

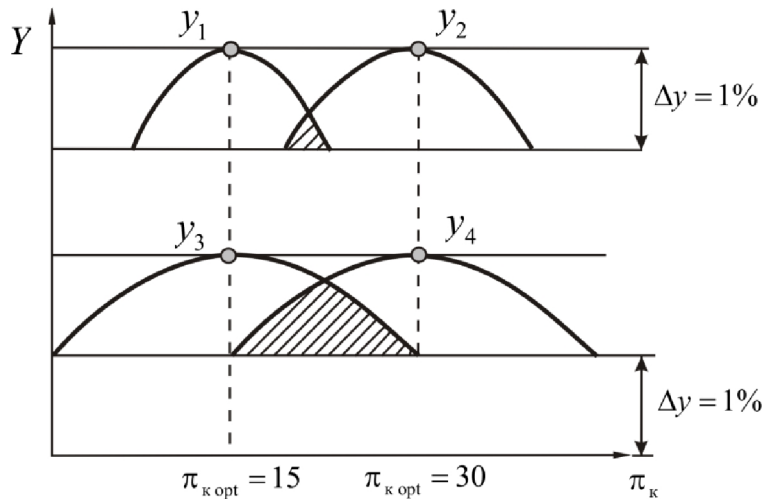


Рис. 6.13. Ширина области компромиссов

Как видно, ширина области компромиссов зависит от «природы» топологии оптимума (и его пологости). Для того чтобы сузить и найти наиболее устойчивые значения параметров ГТД (x^0), следует воспользоваться каким-либо принципом оптимальности. В большинстве случаев для выбора параметров ГТД оказывается рациональным использовать минимаксный принцип оптимальности (принцип Севиджа), позволяющий быстро сузить область поиска и гарантирующий надежность выбираемого рационального решения.

Запишем выражение, реализующее этот принцип:

$$\min_k \max_y [\Delta y_i] = f(x, y_i, b_k, p) \rightarrow x^0,$$

где x – вектор оптимизируемых параметров (π_k , m и т.д.);

y_i – критерий комплекса оценки ЛА (μ_0 , $C_{т.км}$ и др.);

b_k – исходные данные неоднозначной величины ($t_{п}$, $L_{п}$, $S_{дв}$);

p – исходные данные однозначной величины ($\tau_{\text{рес}}$, E_n и др.);

Δy_i – степень отклонения от экстремума y_i ;

Δy_{max} – находится для каждого y_{max} при переборе всех b_k ;

Δy_{min} – находится для искомого $x \left(\frac{\min}{x} \right)$ среди всех Δy_{max} .

Таким образом, в этом случае для всех вариантов x отыскивается минимум тех величин (Δy), которые максимальны для всех рассматриваемых критериев оценки ЛА (y_i).

При выборе наиболее устойчивых значений оптимальных параметров ГТД применяют и другие принципы оптимальности, как, например, минимизация средних, а не максимальных значений Δy (принцип Лапласа).

$$\min \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta y_i = f(x, y_i, b_k, p) \rightarrow x^0.$$

Минимизация среднего арифметического между максимальным и минимальным значениями Δy (принцип Гурвица):

$$\min \frac{1}{2} [\Delta_{\text{max}} + \Delta_{\text{min}}] = f(x, y_i, b_k, p) \rightarrow x^0.$$

Однако последние два сужают область поиска значительно слабее.

Одна из возможных ситуаций при определении области компромиссов – «выпадение» изолинии одного из критериев, даже с учетом p , из области пересечений. В этом случае данный критерий можно перевести в ограничения, т.е. оговорить его допустимый уровень. Теоретически возможен предельный случай – полного отсутствия пересечений изолинии всех рассматриваемых критериев. В этом случае возможно использовать только один единственный принцип оптимальности, заключающийся в выделении главного критерия. При этом проводят скалярную максимизацию главного критерия при условии, что уровень остальных критериев эффективности должен быть не менее допустимого, т.е. переводят их в ограничения. Следует отметить, что при оптимизации параметров авиационных ГТД этот случай в принципе не встречается, хотя главный критерий иногда выделяют.

Резюме

(к главе 6 «ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГТД»)

1. Летательный аппарат является сложной системой, его эффективность оценивается по комплексу критериев (летно-технических, критериев массы, экономических и др.). Обоснованно оценить оптимальность параметров двигателя можно только по критериям эффективности ЛА, так как двигатель является его составной частью. Поэтому оптимизировать параметры рабочего процесса двигателя (T_{Γ}^* , $\pi_{\kappa\Sigma}^*$, m , $\pi_{\text{в}}^*$) в процессе проектирования нужно не по критериям эффективности двигателя (η_o , $C_{\text{уд}\varepsilon\phi}$), а по критериям ЛА.

2. Суммарная масса топлива и силовой установки $M_{\text{cy+m}}$ составляет примерно 50% взлетной массы самолета, поэтому эффективность двигателя оказывает решающее влияние на эффективность самолета в целом. Через суммарную удельную массу топлива и двигателя γ_p , которая определяется удельным расходом топлива, временем полета и удельной массой двигателя, выражаются все другие критерии эффективности ЛА.

3. Удельная масса двигателя, т.е. отношение его массы к взлетной тяге (или мощности для ТВД и ГТД СТ), является интегральным параметром, характеризующим как термодинамическое, так и конструктивное совершенство двигателя. Она зависит от большого количества факторов, в том числе от параметров рабочего процесса: с увеличением T_{Γ}^* – снижается, с увеличением $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ – повышается, а по степени двухконтурности имеет минимум.

4. Суммарная удельная масса топлива и двигателя по любому параметру рабочего процесса ($\pi_{\kappa\Sigma}^*$, m , T_{Γ}^*) имеет относительный минимум, а вблизи минимума протекает весьма полого. Минимуму функции двух переменных $\gamma_p = f(\pi_{\kappa\Sigma}^*, m)$ при их независимом изменении и $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ практически соответствует целая область наивыгоднейших сочетаний $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и m , которые отличаются от их оптимальных значений на 20...30 %.

5. Область наивыгоднейших параметров $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и m зависит от критериев оптимизации (a , γ_p , $C_{\text{т.км}}$), температуры T_{Γ}^* и времени (дальности) полета ЛА. С переходом от экономических критериев к критериям оптимизации по

массе, а от них – к летно-техническим критериям, а также с изменением T_{Γ}^* и t_{Π} (L_{Π}) оптимальные параметры меняются.

6. Выбор параметров двигателя на начальном уровне проектирования включает: разработку идеологии закладки двигателя, завязку его с самолетом; определение областей наивыгоднейших параметров по каждому критерию эффективности самолета и соответствующей области компромиссов, в пределах которой выбирается окончательное решение с учетом ограничений по габаритам, уровням шума и токсичности выхлопа и др.

Контрольные вопросы

1. По каким критериям должны выбираться параметры ГТД и почему? На какие группы делятся эти критерии? Охарактеризуйте их.
2. Перечислите летно-технические критерии оптимизации параметров ГТД и критерии оптимизации по массе, охарактеризуйте их.
3. Запишите и проанализируйте уравнение баланса масс ЛА. Что представляет собой суммарная удельная масса топлива и двигателя? От каких факторов она зависит?
4. Из чего складывается стоимость жизненного цикла двигателя? Как ее рассчитать? Как определить себестоимость перевозки 1 т-км груза?
5. Как соотносятся параметры рабочего процесса ТРД(Д) на взлетном режиме ($H_{\Pi} = 0$, $M_{\Pi} = 0$, САУ) и на крейсерском режиме длительной работы ($H_{\Pi} = 11$ км, $M_{\Pi} = 0,8$) и почему?
6. Что представляет собой удельная масса двигателя, от каких основных факторов она зависит?
7. Как удельная масса двигателя зависит от параметров рабочего процесса $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и T_{Γ}^* ?
8. Как удельная масса двигателя зависит от m и $G_{\text{в}}$ двигателя и почему?
9. Какова основная особенность функции $\gamma_p = f(\pi_{\kappa\Sigma}^*, m)$ при $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ и почему она имеет важное значение?
10. Как оптимальные параметры ГТД (и соответственно области наивыгоднейших параметров) зависят от критериев эффективности ЛА?
11. Перечислите и кратко охарактеризуйте этапы разработки двигателя.
12. Какие проблемы возникают на начальном уровне проектирования и каковы пути их решения?

Глава 7

ВЕДУЩИЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНЫЕ ФИРМЫ

Вопросы совершенствования двигателей и их элементов были всегда предметом интенсивных исследований. Так, если создание планера требует 3...5 лет работы, то разработка двигателя занимает промежуток 6...10 лет. Двигатель современного самолета состоит из 10000...40000 деталей. В среднем на одного инженера-конструктора, участвующего в разработке двигателя, приходится 50...150 деталей. Поэтому в работах по созданию двигателей участвуют большие коллективы людей, включающие специалистов разного профиля. При этом основная часть доводки ложится на инженеров, специализирующихся в области теплотехники и рабочего процесса, инженеров-конструкторов, инженеров-прочнистов и испытателей.

Проведение перечисленных работ концентрируется в специализированных конструкторских организациях крупнейших фирм промышленно развитых стран. Дадим им краткую характеристику, без чего невозможен анализ проблем современного двигателестроения.

7.1. ROLLS ROYCE GROUP PLC (ВЕЛИКОБРИТАНИЯ)



Rolls-Royce

Фирма была организована в 1906 году. В 1914 году на фирме начались работы в области двигателестроения.

Поршневой двигатель «Игл» (Eagle) – первый из ряда двигателей; наиболее известным из них был двигатель «Мерлин» (Merlin). Девиз фирмы – «Качество перед количеством». В настоящее время фирма RR – одна из крупнейших в Англии и одна из трех крупнейших в мире двигателестроительных фирм. В 1943 году фирма выпустила военный ТРД с центробежным компрессором, получивший после окончания войны большое развитие и широкое применение во многих странах мира. В конце 40-х годов был создан первый ТВД RR «Дарт» (Dart),

который развивался и изготавливался около сорока лет. В 1960 году в состав фирмы RR вошла фирма «Непиер» (Napier), а 1966 – фирма «Бристоль Сидли» (Bristol Siddeley). В 1971 году фирма RR обанкротилась и была национализирована. В 1974 году ее платежеспособность и ответственность были восстановлены. Ее филиалы находятся в Монреале, Нью-Йорке, Сан-Пауло, Сиднее, Барселоне. Существует около 2000 субподрядных фирм, которые поставляют для RR до 70% деталей двигателей. В настоящее время персонал фирмы составляет 42000 человек. Это 13 основных предприятий, самые крупные находятся в Дербии (11300 чел.), Бристоле (9475 чел.), Ковентри (2522 чел.). Двигатели фирмы RR устанавливаются на самолетах, принадлежащих почти 300 авиакомпаниям различного ранга и в вооруженных силах 122 стран. Двигатели фирмы RR в общей сложности проработали в эксплуатации 278 млн. часов – это 27 тыс. двигателей. Для них около 50% производства фирмы занято изготовлением запчастей. Оборот фирмы составляет 6,6 млрд. фунтов стерлингов, половина из него приходится на поставки военных двигателей и запчастей к ним. На долю фирмы в наше время приходится 20 и 25% от общего объема поставок, соответственно военных и гражданских двигателей мира. Общие расходы на НИОКР достигают четверти млн. фунтов стерлингов. Показателями возросшей конкурентоспособности фирмы являются: увеличение объема заказов на двигатели, укрепление ее технической базы и расширение участия фирмы в международном сотрудничестве и кооперации. Важным фактором, способствующим повышению рентабельности производства, является наращивание автоматизированных производственных мощностей, начатое в 1986 году и интенсивно продолжающееся и в настоящее время. Руководителями фирмы являются: Саймон Робертсон – председатель совета директоров, президент Rolls-Royce Energy – Том Керли.

Фирма RR в последние 10 лет находится на подъеме из-за вхождения в частный сектор и образования интернациональной компании. Она обладает широкой гаммой авиационных двигателей. Наиболее важной программой гражданских авиационных ГТД явилось создание семейства двигателей «Трент» (Trent) 900 с тягой 338...383 кН, $m=8,6$, $\pi_{\Sigma}=41$ для самолетов А380 и Боинг 747-500/600. Фирма RR имеет производство в 14 странах, на ее филиалах в Северной Америке занято 9 тыс. рабочих. Созданы совместные предприятия в Китае, Малайзии, Гонконге, Индии, Сингапуре, Италии, Испа-

нии, Швеции, Германии. Во Франции RR сотрудничает с фирмой Snesta по двигателям военного назначения, с фирмой «Турбомека» (Turbomeca) по вертолетным двигателям.

Фирма RR состоит из предприятий, выпускающих продукцию и выполняющих ее послепродажное обслуживание, и подразделений, оказывающих финансовые услуги. В 2009 году численность компании составляла 36100 человек.

На рынке авиадвигателей Rolls Royce ведет конкурентную борьбу с американскими фирмами. В конце прошлого века фирма RR соглашалась участвовать с американской фирмой General Electric в совместной разработке гражданских двигателей большой тяги, но затем отказалась от сделки в пользу двигателя Trent, который составляет серьезную конкуренцию американским ГТД PW4000 и CF6/GE90.

Это объясняется рядом инноваций фирмы RR. К ним в первую очередь следует отнести использование широкохордных лопаток вентилятора, что позволяет уменьшить их количество в венце почти на треть, к тому же широкохордные лопатки более эффективны в аэродинамическом отношении и меньше подвержены вибрации.

Семейство двигателей Trent разрабатывается компанией RR для удовлетворения спроса на дальнемагистральные самолеты. Семейство состоит из пяти двигателей с взлетной тягой 236...423 кН. Трехвальная конструкция, основанная на хорошо зарекомендовавшей себя схеме двигателей семейства RB211, имеет преимущество по сравнению с двухвальной схемой в возможности улучшения характеристик двигателя и снижения его массы. Необходимо отметить, что фирме RR впервые для двигателей гражданских самолетов удалось обеспечить высокую температуру газов на входе в турбину ($T_{г^*} > 1900$ К). В конструкциях двигателей семейства используются современные и перспективные разработки:

- вентилятор с широкохордными стреловидными лопатками из титана, соединяемыми с диском методом диффузионной сварки;
- восьмиступенчатый КСД и шестиступенчатый КВД, малоэмиссионная КС, одноступенчатые ТВД и ТСД;
- высоконагруженная пятиступенчатая ТНД;
- система активного управления радиальными зазорами в турбинах.

7.2. SNECMA (ФРАНЦИЯ)



Благодаря успешному ходу работ над семейством двигателей CFM-56 фирма «Снекма» (Snecma) вышла на четвертое место в западном мире по производству двигателей. Фирма Snecma (национальная фирма конструирования и производства авиационных двигателей) была создана в 1945 году после национализации нескольких фирм, имевших многолетние авиадвигательные традиции. В настоящее время на фирме наблюдается фаза расширения производства. В 1981 году оборот фирмы составлял 4 млрд. франков, прибыль в 2006 достигла 3,442 миллиарда евро. Одновременно уменьшился персонал фирмы, который вместе с филиалами составлял в 2006 году 8500 человек (в 1985 году – 13000 человек).

Фирма достигла существенных успехов в разработке жаростойких сплавов, что позволило освоить температуру газа перед турбиной до 1900 К. Фирма также много работала над проблемами шума и загрязнения атмосферы окислами углерода и азота.

В целом работы по исследованию, изучению и доводке, созданию будущих заделов составляют 25% всей деятельности фирмы. В основном эта часть деятельности фирмы выполняется в научно-исследовательском центре в Виллярош, где имеется 24 стенда для испытания двигателей с тягой до 35 кН.

Основное оборудование фирмы: металлорежущие станки, установки для электронно-лучевой сварки, оборудование для электрохимической обработки – находятся на таком уровне, как и у передовых фирм США. На модернизацию производства расходуется 3% оборота. Доля экспорта в обороте фирмы составляет 66%, доля заказов на военные двигатели – 32%.

Фирма Snecma входит в группу компаний SAFRAN Group, выпускающих продукцию (от электроприводов для самолетов до ракетных двигателей) и выполняющих ее послепродажное обслуживание.

7.3. TURBOMECA (ФРАНЦИЯ)



Фирма «Турбомека» (Turbomeca) создана в 1932 году. Она входит в состав SAFRAN Group. В 1981 году оборот составлял 4 млрд.

франков. Прибыль фирмы в 2006 достигла 870 миллионов евро при количестве персонала в 5178 человек. Фирмой изготовлено свыше 50000 различных двигателей, из которых 20293 – на предприятиях фирмы во Франции и 14000 – по лицензиям в США, Югославии, Англии, Индии, Испании, Израиле, Японии, Румынии, Китае. 14500 двигателей находится в эксплуатации. Общий объем наработки двигателей фирмы превысил 100 млн. ч. Фирма Turbomeca состоит из пяти предприятий. В Бордо находится КБ и опытное производство; в Тарно – завод серийного производства и ремонтные предприятия; в Мезьер-Сюр-Сена – завод по изготовлению регуляторов и вспомогательных агрегатов; в аэропорту Узейн города По – база летных испытаний; в Париже – управление. На фирме широко используются новые станки и оборудование, контрольное и испытательное оборудование. Для проектирования, конструирования и производства применяются автоматизированные комплексы. Исследованиями на фирме занимаются более трехсот человек. Главные усилия фирма направляет на создание простого и конкурентоспособного двигателя, разрабатывая для этого высоконагруженные узлы.

7.4. «МИКРОТУРБО» (ФРАНЦИЯ)

С 1960 года «Микротурбо» (Microturbo) занимается исследованиями и разработкой автономных турбо-, воздушных стартеров и ВСУ, являясь подразделением фирмы «Турбомека». В последние годы фирма создала ряд малоразмерных двигателей для беспилотных и телеуправляемых летательных аппаратов. Как правило, продукция фирмы производится крупными сериями (несколько тысяч штук), что существенным образом влияет на снижение стоимости продукции. Оборот фирмы несколько сотен млн. евро – почти половина получена за счет экспорта. Персонал фирмы насчитывает чуть менее тысячи человек. Основными направлениями деятельности фирмы являются разработка и производство ВСУ (37%), теплообменников (22,5%), ТРД семейств TPS 18 и TRI 60 (34%), разработка ТРДД TFA 66 и TFA-130. 4% оборота идет на НИОКР, 2% – на оказание технической помощи. За год производится около 500 штук изделий. Всего фирмой произведено свыше 1000 турбостартеров, 1000 ВГТД, 250 ТРД TRS, 800 шт. ТРД TRI. В соответствии с требованиями Министерства обороны фирма использует трехмерные автоматизированные контрольно-измерительные устройства.

7.5. MTU Aero Engines (Германия)



Предприятие как совместное было образовано в 1970 году фирмами «Даймлер-Бенц» (Daimler-Benz AG, с 2007 года Daimler AG) и МАН (MAN AG; ранее носила название Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg AG). MTU Aero Engines Holding AG – ведущая немецкая организация по разработке, производству и ремонту гражданских и военных двигателей. В объединение входят отделение газотурбинных двигателей авиационного и промышленного назначения в Мюнхене и отделение силовых установок с дизельными двигателями для наземного и морского транспорта. К концу 90-х годов персонал фирмы насчитывал 6000 человек, в то время как в 2008 году – 7537 человек. Оборот средств в 2008 году составил 2,7243 млрд. евро.

С 1990 года фирма старается поддерживать соотношение гражданской и военной продукции в пропорции 50:50%. Фирма проводит теоретические исследования по понижению шума ГТД, по изменению акустической энергии в струе и в проточной части двигателя, по новым способам охлаждения лопаток высокотемпературных турбин и по ряду других направлений. В станочном парке фирмы подавляющее число станков – с программным управлением.

На наземных стендах MTU проводятся испытания и сертификация всех типов авиадвигателей, в том числе разрабатываемых и серийных, от турбовальных с $N_e = 2$ кВт до ТРДД с тягой до 400 кН. В университете города Штутгарта под патронажем MTU эксплуатируется стенд для высотных испытаний двигателей.

Помимо испытаний специалисты немецкого концерна оказывают помощь в интеграции военных и гражданских двигателей с планером самолета, проводят летные испытания разрабатываемых и сертифицированных двигателей.

Главными партнерами MTU на рынке являются Pratt & Whitney, General Electric, Snecma, Volvo Aero (Швеция).

7.6. PRATT & WHITNEY (США)



Эта фирма в последние годы выиграла 11 из 15 эпизодов конкурентной борьбы с фирмами изготовителями двигателей.

Фирма была создана в 1925 году в штате Коннектикут и входит в качестве основного подразделения в корпорацию «Юнайтед Технолоджи Корпорейшн» (United Technologies Company), которая, в свою очередь, вместе с концерном «Боинг» контролируется Рокфеллерами. Производственными отделениями фирмы PW было изготовлено около 100000 авиационных двигателей, наработка которых превысила 1 млрд. часов. В объединение PW входят 6 отделений, основные из которых:

- отделение коммерческой продукции в Ист-Харфорде со штатом в 7400 человек и производственной площадью 600000 м² для разработки, сбыта и обеспечения эксплуатации гражданских двигателей;
- отделение продукции для правительственных ведомств в Уэст-Палм-Бич (штат Флорида) со штатом в 7000 человек и производственной площадью 600000 м² для проектирования, разработки, сбыта и обеспечения эксплуатации военных двигателей;
- производственное отделение, ответственное за изготовление, сборку и испытания двигателей, разрабатываемых первым и вторым отделениями фирмы, а также выпуск запасных частей для более 50000 двигателей фирмы, находящихся в эксплуатации. В отделении работают свыше 24000 на семи заводах в штатах Коннектикут, Мен и Джорджия с общей площадью 1133 тыс. м². Этой фирмой к настоящему времени выпущено свыше 30000 двигателей для вертолетов и авиации общего назначения.

Фирма PW является сторонницей 2-вальной конструкции полноразмерных двигателей. Из работ, проводимых и планируемых фирмой по совершенствованию узлов и элементов, наибольший интерес представляют:

- устранение бандажных полок на полых лопатках вентилятора и применение сверхкритического профиля лопаток компрессора НД;
- увеличение $\pi_{\text{сг}}$ компрессора на 7%;
- применение лопаток с уменьшенным удлинением (более широкая хорда);
- применение монокристаллических и эвтектических лопаток турбин;

- активное регулирование зазоров в турбинах ВД и НД и компрессоре ВД.

В 1986 году вступил в строй завод по изготовлению дисков и лопаток компрессоров методом точной штамповки. На нем, на базе применения робототехники и ЭВМ, достигнута высокая степень автоматизации технологических процессов. На производстве заняты менее 1000 рабочих. Фирма PW, как и вся двигателестроительная промышленность США, испытывает трудности в связи с нехваткой квалифицированных работников и материалов. Дефицитами являются такие материалы, как титан, хром, никель. Несмотря на многочисленные трудности, фирма PW пока сохраняет монопольное положение по производству и поставке двигателей.

Основными двигательными программами Pratt & Whitney в настоящее время являются JT8D-200, PW4000-94, PW4000-100, PW4000-112, PW4000, PW4000, PW6000, F100, F119-PW100, F135, F135, F307, F500, F800, GP7000 (которое создается на базе эксплуатируемых двигателей GE 90 и PW4000), V2500.

Семейство ТРДД PW6000 с тягой $P_{\text{дв.взл}} = 71,2 \dots 106,7$ кН предназначено для узкофюзеляжного самолета A318. Одновременно было объявлено о разработке другого нового семейства ТРДД PW8000 с приводом вентилятора через редуктор и $P_{\text{дв.взл}} = 111 \dots 156$ кН.

Кроме традиционных требований по экономичности и стоимости эксплуатации к двигателю СУ самолета A318 выставлены жесткие требования по надежности, т.к. он должен обеспечивать эксплуатацию самолета на коротких маршрутах ($L_{\text{п}} \approx 1000$ км) с относительно высокой частотой авиаперевозок (одночасовые полеты 12 раз в день). Отличительными особенностями PW 6000 являются:

- широкохордный вентилятор со сплошными лопатками РК конструкции типа «блиск» из титанового сплава и накладными лопатками выходного спрямляющего аппарата;
- четыре подпорные ступени с ротором барабанного типа из титана;
- 6-ступенчатый КВД с $\pi_{\text{к}} = 11$;
- одноступенчатая ТВД с охлаждаемыми лопатками СА и РК из монокристаллического сплава;
- 3-ступенчатая ТНД с охлаждаемыми лопатками СА с первой ступенью;

- система активного регулирования радиальными зазорами в ТВД и ТНД.

Ожидается, что ТРДД PW6000 будет отличаться высокой надежностью, низкими уровнями эмиссии вредных веществ, а также сохранностью исходных характеристик в процессе эксплуатации.

К работе над семейством ТРДД GP7000 помимо компаний GE и PW привлечены компания MTU и холдинг SAFRAN Group. Двигатели данного семейства предназначены для установки на самолеты A380. Перспективные решения, проверенные на двигателях GE90, PW4000, CFM50 и других, должны обеспечивать высокие характеристики двигателю GP7000, удовлетворяющие требованиям начала XXI века по эмиссии вредных веществ и шуму.

ТРДДФ F119-PW-100 является одним из самых мощных двигателей для истребителей, обеспечивающий крейсерский полет самолета F22 со сверхзвуковой скоростью ($M_{\pi} = 1,4$ на бесфорсажном режиме).

Отличительными особенностями двигателя являются:

- корпус ВНА вентилятора из композиционного материала, выполненный в виде одной детали, не требующий механической обработки;
- 3-ступенчатый вентилятор с регулируемыми кромками ВНА, широкохордными полыми титановыми лопатками РК, соединенными с титановым диском посредством сварки трением;
- камера сгорания с плавающими стенками и конвективно-пленочным охлаждением стенок жаровой трубы;
- одноступенчатые ТВД и ТНД с противоположным вращением роторов;
- форсажная камера сгорания с корпусом из невозгораемого титанового сплава;
- система диагностики технического состояния двигателя, обеспечивающая предсказание ресурса двигателя.

Эти и другие предложенные меры позволили:

- повысить тягу и уменьшить удельный расход топлива на 10%;
- увеличить радиус действия самолета на 5%;
- потенциально сэкономить 1,25 миллиарда долларов в стоимости жизненного цикла.

7.7. GENERAL ELECTRIC (США)



Фирма «Дженерал электрик» (GE) входит в число лидеров крупнейших промышленных компаний в мире и имеет годовой доход около 17,4 млрд. долларов (2008 г.). Фирма располагает девятью предприятиями по производству двигателей, двумя испытательными центрами и шестью основными пунктами по гарантийному обслуживанию поставленных ею двигателей, которые эксплуатируются в 88 странах. У фирмы есть своеобразный мировой рекорд – 16600 выпущенных двигателей Y-79. На мировом рынке деятельность GE характеризуется следующими цифрами:

- на ее долю приходится половина всего объема поставок двигателей для самолетов, заказанных авиакомпаниями;

- доля военных двигателей для ВВС США – 34%;
- военные поставки в другие страны – 12%;
- численность сотрудников в 2008 году составляла 323 тыс. человек.

Для достижения высокой конкурентности своих двигателей фирма GE всегда стремилась к применению последних достижений авиадвигателестроения. Двигатели GE имеют по сравнению с двигателями фирмы PW более высокий уровень T_r^* , он составляет на последних модификациях 1700 К. Еще больший прогресс фирма имеет в обеспечении жаропрочности материалов турбинных лопаток. Крупнейшим достижением фирмы на этом пути является разработка технологии литья лопаток из эвтектических суперсплавов, отличающихся повышенной прочностью и термостойкостью. Еще одно крупное достижение фирмы GE заключается в том, что она разработала уникальный керамический материал для заполнителя, позволяющий получать очень сложные воздушные каналы внутри профильной части турбинных лопаток. Наличие таких каналов позволяет создать турбинные лопатки, способные работать при температурах газа, равных 1925 К.

Штатный персонал фирмы GE насчитывает 26000 человек на заводах и центрах техобслуживания более чем в 40 странах мира. Она выпускает порядка четырех десятков типов двигателей, которыми оснащаются 91 авиационная система и 12 судовых и промышленных систем.

Впервые в США фирма создала:

- реактивный двигатель;

- турбовинтовой двигатель;
- двигатель на скорость $M_{\pi} = 2$;
- двигатель на скорость $M_{\pi} = 3$;
- двигатель с большой степенью двухконтурности;
- ТРДД изменяемого цикла;
- ТВВД с толкающим двухрядным винтовентилятором.

В настоящее время большое внимание уделяется самому мощному ТРДД в мире, представленному семейством GE90 с $P_{\text{дв взл}} = 342 \dots 512$ кН.

Семейство включает 5 модификаций, отличительными особенностями которых являются:

- низкоскоростной маломощный вентилятор с широкохордными лопатками из композиционного материала;
- 3-ступенчатый КПД (подпорные ступени с наклонными НА);
- малоэмиссионная двухзонная камера сгорания, обеспечивающая снижение уровня эмиссии окислов азота NO_x на $\sim 35\%$;
- 2-ступенчатая ТВД с охлаждаемыми лопатками из монокристаллического сплава.

На развитие и автоматизацию производства фирма ежегодно расходует свыше 200 миллионов долларов. При этом актуальны следующие задачи: обеспечение удешевления и конкурентоспособности двигателей при одновременном повышении уровня качества, создание дополнительных производственных мощностей на перспективу, подготовка условий для создания и производства ГТД новой технологии.

7.8. ФИРМА LYCOMING (США)



Фирма выпускает авиационные двигатели с 1929 года, главным образом турбовальные. За эти годы фирма выпустила почти 50 000 двигателей. Причем в

последние годы на базе доведенных газогенераторов фирма успешно производит небольшие ТРДД небольшой тяги, на ряде двигателей вентилятор успешно приводится во вращение через редуктор.

7.9. ФИРМА GARRETT AIRESEARCH (США)



Фирма «Гэррит» (Garrett AiResearch) успешно занимается разработкой и производством малоразмерных двигателей одноразового применения. Разработки первого ГТД начались в 1946 году. За истекший период изготовлено свыше 40000 малоразмерных двигателей. Фирма «Гэррит» в последнее время создала несколько вариантов малоразмерных двухконтурных ТРД, которые обеспечивают ей около 70% рынка сбыта легких ТРД США и Западной Европы.

7.10. ФИРМА ALLISON (США)

Фирма «Аллисон» (Allison Engine Company) с 1995 года входит в Rolls-Royce Corporation, является отделением фирмы «Дженерал моторс», в составе которой специализируется по газотурбинным двигателям. Фирма «Аллисон» имеет давние двигателестроительные традиции. В послевоенные годы фирма успешно конкурировала с другими фирмами в производстве ТРД. В 70-е годы фирма «Аллисон» утратила свои позиции в этой области, но стала крупнейшим поставщиком турбовинтовых и турбовальных двигателей ГТД. Правление фирмы находится в Индианаполисе (штат Индиана). Производственная площадь фирмы 200000 м². Персонал около 7500 человек.

7.11. ФИРМА WILLIAMS INTERNATIONAL (США)



Фирма «Уильямс Интернешнл» (Williams International) известна своим ТРДД F107, который устанавливается на стратегических крылатых ракетах «Томогавк» и «Боинг ALCM-B». На этой основе в настоящее время выпускаются небольшие гражданские ТРДД FJ-44 и FJ33.

Так ТРДД FJ 44-1A с параметрами $m_{взл} = 3,3$, $\pi_k = 12,7$, $T_g^* = 1215$ К, $G_{в\ взл} = 29,6$ кг/с имеет массу 208,5 кг, $L_{дв} = 1,186$ м, $D_{габ} = 0,531$ м, $P_{дв\ взл} = 8,456$ кН, $C_{уд\ взл} = 48,9$ кг/(кН·ч).

Относительными особенностями этого двигателя являются:

- одноступенчатый широкохордный вентилятор конструкции типа «блиск», на валу которого установлена одна подпорная ступень;
- одноступенчатый высоконагруженный центробежный компрессор;

- противоточная кольцевая камера сгорания с вращающейся форсункой;

- неохлаждаемая одноступенчатая ТВД и двухступенчатая ТНД.

КС имеет малые габариты и обеспечивает хороший доступ к ТВД.

Компания WI также ведет разработку ТРДД FJ33 с $P_{\text{дв взл}} = 5,4$ кН, $L_{\text{дв}} = 1,217$ м, $D_{\text{габ}} = 0,44$ м и $M_{\text{дв}} = 136$ кг для нового класса персональных самолетов с $M_0 = 2 \dots 4$ тонны. По конструктивной схеме он аналогичен двигателю FJ44.

В области ТРДД малой тяги компания WI разрабатывает двигатели FJ22 с $P_{\text{дв взл}} = 3,12$ кН, $L_{\text{дв}} = 1,041$ м, $D_{\text{габ}} = 0,368$ м.

Выбор для ТРДД FJ22 осевого, а не центробежного компрессора, можно объяснить желанием снизить массу двигателя. Однако обеспечение высоких показателей осевых ступеней в двигателях такой малой размерности является чрезвычайно сложной задачей вследствие крайне малой высоты лопаток компрессора.

7.12. ФИРМА TELEDYNE CAE (США)



Фирма «Теледайн САЕ» (Teledyne CAE) является одной из ведущих фирм, специализирующихся в разработке и производстве краткоресурсных ТРД и ТРДД.

Номенклатура выпускаемых фирмой двигателей охватывает широкий диапазон тяг от 0,2 до 13 кН. Суммарный объем выпущенных двигателей превышает 25000 экземпляров.

Одним из наиболее известных двигателей этой фирмы является ТРД J402-CA-400 с тягой 2,94 кН для крылатой ракеты «Тарпун» ВМФ США.

Для пяти ЛА созданы ТРД нового поколения с тягой 0,18...0,4; 0,6...0,9 и тягой 3,8 кН.

Фирма ведет разработки малоразмерных гражданских ТВДД F106-CA-100 и F408-CA-100. Однако в этой области фирма уступает аналогичным разработкам фирмы «Уильямс Интернешнл».

* * *

Даже такое краткое перечисление характеристик основных двигателестроительных фирм западного мира дает представление об их значительном потенциале как творческом, так и производственном. Этими фирмами

ежегодно производится более 20000 двигателей, 65% этого выпуска приходится на долю трех гигантов: GE, PW, RR.

Большинство из перечисленных фирм в той или иной степени участвуют в работе международных консорциумов, представляющих собой капиталистическое разделение труда. Охотнее всего вступает в международное объединение фирма RR. Так совместно с фирмой Turbomeca был создан двигатель «Адур» (Adour) Mk104 для потребителя – бомбардировщика «Ягуар». Объединение RR-Turbo Union (MTU и FIAT) длительное время сотрудничает в разработке двигателя RB-199 для многоцелевого европейского самолета «Торнадо». Двигатель V2500 производится консорциумом International Aero Engine (IAE), в котором Rolls-Royce является старшим партнером. Другими партнерами IAE являются Pratt & Whitney, Japanese Aero Engines Corporation (Япония) и MTU Aero Engines. Сотрудничество GE и SNECMA позволило создать очень интересное семейство двигателей CFM-56. Фирмой Turbomeca в сотрудничестве с фирмами RR и MTU разрабатываются два перспективных направления вертолетных двигателей на 1500 и 2000 кВт.

Кроме международных объединений есть примеры объединения усилий фирм, расположенных в одной стране. Чаше других такую форму сотрудничества используют французские фирмы. В последние годы выгодно сотрудничают и американские фирмы. Так возникли два объединения: фирма «Аллисон и Гэррит», фирма «Авко Лайкоминг» (США) (Avco Lycoming Textron) для конкурентного решения создания эффективного вертолетного двигателя.

Для создания ТРДДФ EJ200, предназначенного для европейского самолета истребителя EFA, был создан консорциум EuroJet Turbo Gan H в составе компаний RR (36%), MTU (30%), Fiat (20%) и UTP (14%). Свое начало EJ200 ведет от демонстративного двигателя XG-40, который разрабатывался компанией RR.

Отличительными особенностями ТРДДФ EJ200 с взлетной форсажной тягой $P_{\text{дв взл ф}} = 90$ кН, являются:

- 3-ступенчатый вентилятор конструкции типа «блиск» без ВНА с широкохордными лопатками РК без антивибрационных полок;
- 5-ступенчатый компрессор с регулируемыми ВНА с широкохордными лопатками РК и управляемым радиальным зазором;
- охлаждаемая одноступенчатая ТВД;
- управление радиальными зазорами в ТВД и ТНД;

- система диагностики и контроля технического состояния (ресурса «горячей» и «холодной» частей) двигателя.

Двигатель EJ200 будет иметь $P_{\text{дв взл}} = 72 \text{ кН}$, $P_{\text{дв взл ф}} = 103 \text{ кН}$.

Основные усилия международных консорциумов направлены на объединение лучших достижений фирм для получения новых качеств и характеристик газотурбинных двигателей. Причем в основном работы ведутся в классе ТРДД с тягой 80...150 кН, 300...500 кН и вертолетных двигателей с $N_e = 700...4000 \text{ кВт}$. Это оправданно с той точки зрения, что двигатели именно этих классов являются предметами острой конкурентной борьбы. Поэтому фирмы стремятся сгладить свои противоречия и объединяются, чтобы посредством объединения выиграть конкурентную схватку.

Резюме

(к главе 7 «ВЕДУЩИЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНЫЕ ФИРМЫ»)

1. Ведущие зарубежные двигателестроительные фирмы в условиях жесткой конкурентной борьбы стремятся к снижению стоимости жизненного цикла двигателя.

2. Для достижения этих целей сегодня в мире создано около полутора десятков крупных научных центров разных стран совместно с ведущими двигателестроительными фирмами.

3. Для этого ведутся работы в направлениях создания:

- малошумного широкохордного вентилятора с КПД 91...92% и облегченными (полыми или углепластиковыми) рабочими лопатками;

- малоступенчатого КНД с высоким запасом газодинамической устойчивости и КПД;

- малоступенчатого КНД, рассчитанного на $\pi_k = 14...18$ в шести ступенях с применением высоконапорных ступеней типа «блиск»;

- малоэмиссионной высокотемпературной камеры сгорания большого ресурса с «гомогенизацией» топливовоздушной смеси, с сегментной жаровой трубой с развитой системой конвективно-пленочного охлаждения;

- высокоперепадной одноступенчатой ТВД, рассчитанной на $\pi_t = 4,5...5$, работающей при температуре газа, на 150...250 К превышающей современную;

- высокоэффективного редуктора с КПД не менее 99%, подшипников скольжения на спутниках;

- высокоэффективных щеточных, газодинамических уплотнений воздушных и масляных полостей;

4. Для двигателей военной авиации к 2010...2015 годам планируют достичь:

- снижения удельной массы в 1,5 раза по сравнению с удельной массой современных двигателей;

- повышения на 15...20% удельной и лобовой тяги;

- существенного улучшения уровня эксплуатационных характеристик (ресурс двигателя должен составлять 50...100% ресурса планера, надежность на 60...80% выше, трудоемкость технического обслуживания в 2...3 раза меньше, стоимость жизненного цикла ~ в 1,3 раза меньше).

5. Создание современного авиационного двигателя – это комплексный процесс, базирующийся на передовых достижениях многих отраслей науки и техники – это дорогостоящий процесс, который проходит в условиях жесткой конкуренции на мировом рынке авиационной техники.

6. Ведущие авиадвигателестроительные компании работают над созданием принципиально новых схем двигателей, дальнейшим совершенствованием узлов двигателей, применением в них альтернативных видов топлива и новых технических решений.

7. Авиадвигателестроение в высокоразвитых странах относится к одной из стратегически важных отраслей, обеспечивающих высокий уровень технологического развития государства.

В целях достижения максимально возможного уровня технического совершенства, снижения сроков и стоимости создания двигателей проводится опережающая отработка новых технических решений и подтверждение их при испытаниях узлов, демонстрационных газогенераторов и двигателей в рамках специальных программ по созданию перспективных технологий, которые имеют национальный или интернациональный характер.

Контрольные вопросы

1. Назовите три крупнейшие авиадвигателестроительные компании в мире.
2. Какие международные консорциумы работают по авиационным двигателям?
3. Назовите их основные достижения.

4. Какие направления совершенствования компрессоров разрабатывают ведущие двигателестроительные компании?
5. Что они предлагают для увеличения эффективности «горячей» части двигателя (камеры сгорания и турбины)?
6. Какие фирмы в основном ориентируются на разработке и производстве малоразмерных двигателей?
7. Какие цели преследуют ведущие фирмы по улучшению показателей двигателей военной авиации?
8. Назовите примеры размеров расходов фирм на развитие.
9. Какие достижения фирмы GE имеют в США приоритетный характер?
10. Назовите основные направления работы фирмы PW.
11. Основные достижения в области авиационных двигателей фирмы Snecma.
12. Назовите основные достижения фирмы Rolls-Royce, отличающие ее от других двигателестроительных фирм.
13. Какова роль специальных программ по увеличению уровня технического совершенства авиационных двигателей?
14. Назовите главные достижения при разработке малоразмерных ГТД.

Глава 8

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ПРЕДПРИЯТИЯ, РАЗРАБАТЫВАЮЩИЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД

Отечественными опытно-конструкторскими бюро (ОКБ) создано большое количество наименований авиационных ГТД. Не каждый из них пошел в серийное производство, но все они принесли СССР, а теперь и России, заслуженную славу великой авиационной державы.

8.1. ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ»



Пермское моторостроительное конструкторское бюро выделилось из завода № 19 в 1939 г. Генеральные конструкторы: А.Д. Швецов (1939 – 1953), создавший целый ряд поршневых двигателей воздушного охлаждения; П.А. Соловьев (1953 – 1989), под руководством которого создан первый отечественный двухконтурный двигатель Д-20П (1960); Ю.А. Решетников (1989 – 1994); М.Л. Кузменко (1995 – 1997) и А.А. Иноземцев (с 1997 г. по н.в.).

В этом ОКБ был также создан первый в мире турбовальный двигатель со свободной турбиной Д-25В (1959 г.) для тяжелых вертолетов Ми-6 и Ми-10 (первый из них в течение четверти века оставался непревзойденным по своим характеристикам) и первый в СССР двухконтурный двигатель с охлаждаемыми лопатками первой ступени турбины и со смешением потоков Д-30 (1966 г.), который находился на уровне лучших мировых образцов и эксплуатировался на самолете Ту-134.

На базе Д-30, в свою очередь, создан двухконтурный двигатель с форсажной камерой Д-30Ф6 для тяжелого истребителя-перехватчика МиГ-31. На базе Д-30, кроме того, созданы двигатели Д-30КУ (для Ил-62М); Д-30КУ-154 (для Ту-154М) и Д-30КП (для Ил-76), которые являются самыми массовыми для гражданской авиации, серийно выпускаемыми в России.

На базе этих ТРДД разработан двухконтурный двигатель четвертого поколения ПС-90А с высокими параметрами цикла и большой степенью двухконтурности. Работа над ним была начата в 1981 г., в 1991 г. он прошел государственные испытания, а в 1992 г. получил сертификат международного образца. Он является основной силовой установкой для средне- и дальнемагистральных пассажирских и транспортных самолетов Ил-96-300, Ту-204, Ту-234, Ту-214 и Ил-76МФ.

8.2. ОАО «СНТК имени Н.Д. КУЗНЕЦОВА» («САМАРСКИЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС»)



ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» (ранние наименования: опытный завод № 2, завод 276, Куйбышевский моторный завод, Куйбышевское научно-производственное объединение «Труд») создано в г. Куйбышеве в 1946 г. В период 1949 – 1993 гг. предприятие возглавлял генеральный конструктор авиационных и ракетных двигателей академик Н.Д. Кузнецов; с 1993 по 2004 гг. – генеральный директор, генеральный конструктор Е.А. Гриценко; с 2004 по 2010 гг. – Д.Г. Федорченко; с 2010 г. – исполнительный директор Н.Ф. Никитин.

К «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» примыкали также занимающиеся разработкой двигателей семейства «НК» бывшие дочерние предприятия: ОАО «Самарское конструкторское бюро машиностроения» (СКБМ, г. Самара), созданное в 1957 г., и ОАО «Конструкторско-производственное предприятие «Авиамотор»» (г. Казань), являющееся правопреемником Казанского проектного бюро машиностроения (КПБМ), созданного в 1966 г.

«СНТК им. Н.Д. Кузнецова» с 2010 года входит в ОАО «УК «Объединенная двигателестроительная корпорация»» наряду с двумя другими самарскими ОАО «Кузнецов» и «СКБМ».

В конструкторском объединении разрабатываются две группы двигателей: газотурбинные (авиационные, наземные, надводные) и жидкостные ракетные.

Турбовинтовые двигатели (ТВД). По инициативе Н.Д. Кузнецова с 1949 г. начались работы по созданию высокоэффективного ТВД, который оказался востребованным для дальнего стратегического бомбардировщика Ту-95 и межконтинентального пассажирского самолета Ту-114. Последовательно были разработаны НК-12 (1954 г. – здесь и далее год государственных

испытаний) и НК-12М (1956 г.) с $N_s = 11000$ кВт и $C_{уд\text{ кр}} = 0,22$ кг/(кВт·ч). Этот двигатель благодаря уникальному дифференциальному однорядному редуктору стал самым мощным ТВД в мире. Дальнейшие работы по повышению ресурса, надежности и созданию модификаций этого двигателя велись в СКБМ. Были созданы несколько серийных модификаций двигателя НК-12М.

Эти двигатели в настоящее время (вот уже более 50 лет) находятся в летной эксплуатации. На пассажирском самолете Ту-114 совершались самые дальние для своего времени беспосадочные рейсы из Москвы в Гавану, Хабаровск, Нью-Йорк, Монреаль, Дели и др.

Двухконтурные турбореактивные двигатели с форсажной камерой для сверхзвуковых самолетов (ТРДДФ). ТРДДФП (с форсажной камерой в наружном контуре) НК-6 с тягой $P_0 = 215$ кН для сверхзвукового бомбардировщика Ту-22 был разработан в 1958 г. Серийно он не производился, но по ряду передовых технических решений (см. ниже) стал базовым для дальнейших разработок: были созданы двухвальные ТРДДФ НК-22 (1970 г.) для самолета Ту-22М и НК-144А (1975 г.) с тягой $P_0 = 195$ кН для первого в мире сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. В отличие от НК-6 они имели общую форсажную камеру для наружного и внутреннего контуров, что давало преимущество по лобовой тяге и диаметральному габаритам.

В дальнейшем с увеличением степени повышения давления π_k^* до 30 для уменьшения числа ступеней и обеспечения широкого беспрывного диапазона работы компрессора был осуществлен переход к трехвальной схеме на двигателях НК-25 (1976 г.) и НК-32 (1983 г.) для сверхзвуковых бомбардировщиков-ракетоносцев Ту-22М3 и Ту-160.

Двухконтурные турбореактивные двигатели для дозвуковой авиации (ТРДД). На базе газогенератора двигателя НК-6 разработан двухвальный ТРДД со смешением потоков НК-8 (1964 г.) с тягой $P_0 = 93,2$ кН для пассажирского самолета Ил-62. В дальнейшем для самолетов Ил-62, Ту-154, а также экраноплана «Орленок» были разработаны несколько модификаций этого двигателя, которые использовались серийно.

Для широкофюзеляжного самолета Ил-86 созданы серийные ТРДД НК-86 (1979 г.) и НК-86А (1985 г.) с тягой $P_0 = 127,5$ кН. На базе этих двигателей выпускался НК-87 (1986 г.) для экраноплана «Лунь».

К концу прошлого века в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» выполнено несколько пионерных для мировой практики разработок, которые прошли летные испытания. На базе НК-8-2У созданы двигатели НК-88 и НК-89, работающие на жидком водороде и сжиженном природном газе и имеющие пара-

метры: $P_0 = 103$ кН и $C_{уд\text{ кр}} = 30$ кг/(кН·ч), $C_{уд\text{ кр}} = 73,9$ кг/(кН·ч) соответственно. Работы велись под непосредственным руководством заместителя генерального конструктора В.Н. Орлова. Один из наиболее сложных узлов двигателя – ТНА (турбонасосный агрегат) разработан заслуженными конструкторами России И.П. Косицыным, Е.Г. Резниковым и Ю.Р. Кузнецовым.

К 1990 г. разработан двигатель НК-93 сверхвысокой степени двухконтурности с тягой $P_0 = 177$ кН и уникально низким для тех лет удельным расходом топлива в крейсерских условиях длительной работы $C_{уд\text{ кр}} = 50$ кг/(кН·ч) для самолетов большой пассажиро- и грузоподъемности. Его доводка затягивается в связи с недостаточным, а то и практически полным прекращением финансирования (с 1991 года).

8.3. ОАО «НПО «САТУРН»»



НПО «Сатурн» представляет собой вертикально интегрированную структуру. Основной вид товарной продукции – газотурбинные двигатели

авиационного, морского и промышленного применения.

Управляющий директор – заместитель генерального директора ОАО «Управляющая компания “Объединенная двигателестроительная корпорация”» И.Н. Федоров, генеральный конструктор Ю.Н. Шмотин.

Научно-производственное объединение «Сатурн» создано путем слияния Рыбинского моторостроительного завода; Рыбинского конструкторского бюро моторостроения (РКБМ); Волжского машиностроительного завода (г. Рыбинск); ОКБ им. А.М. Люльки (г. Москва); Лыткаринского машиностроительного завода (г. Москва); «Инкар» (г. Пермь).

В разные годы предприятия, вошедшие в НПО «Сатурн», возглавляли главные и генеральные конструкторы: В.Я. Климов (1935 – 1941 гг.), Г.С. Скубачевский (1939 – 1941 гг.), В.А. Добрынин (1941 – 1960 гг.), П.А. Колесов (1960 – 1984 гг.), В.И. Галигузов (1984 – 1988 гг.), А.С. Новиков (1988 – 2000 гг.), А.М. Люлька (1946 – 1984 гг.), В.М. Чепкин (1984 – 2002 гг.), М.Л. Кузменко (2002-2010 гг.).

Рассмотрим историю предприятий до их объединения.

Рыбинский моторостроительный завод начинает свою историю с февраля 1916 г., когда было организовано акционерное общество «Русский Рено». Авиационная тематика освоена в 1924 г. С 1935 г. развернуто произ-

водство поршневого мотора М-100 конструкции В.Я. Климова и его модификаций, которыми были оснащены 48,7% боевых самолетов во время Великой Отечественной войны. В 40-х годах освоено производство двигателей АШ-62ИР (для АН-2, Ла-2 и Ли-2), АШ-73ТК (для Ту-4, Ту-75, Ту-80).

С 1958 г. развернуто серийное производство ТРД ВД-7Б/7М, РД-7М2 конструкции В.А. Добрынина (РКБМ) (для тяжелых бомбардировщиков М-3, М-50, Ту-22). Оно продолжалось до 1977 г.

В период 1960 – 1975 гг. производились ТРДФ АЛ-7Ф-1 конструкции А.М. Люльки (для истребителей Су-7Б, Су-9, Су-17), в период 1968 – 1979 гг. выпускались ТРД РД36-51А для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144Д.

С 1971 г. завод освоил серийное производство самого массового двухконтурного двигателя для отечественной гражданской авиации Д-30КУ(КП) конструкции П.А. Соловьева.

С 1973 по 1989 гг. производили подъемные двигатели РД36-35/ФВ/ФВР и РД-38.

С 2000 г. совместно с ГП «Машпроект» (г. Николаев, Украина) ведется производство энергетической установки ГТЭ-110 (мощность – 110 МВт).

Рыбинское конструкторское бюро машиностроения образовано в 1939 г. Коллективом КБ под руководством В.А. Добрынина к 1951 г. был разработан комбинированный мотор ВД-4К (четырехрядный шестиблочный двадцатичетырехцилиндровый двигатель с тремя пульсирующими турбинами и турбокомпрессором с регулируемым соплом) мощностью $N_e = 3163$ кВт, с удельным расходом топлива $C_e = 0,255 \dots 0,265$ кг/(кВт·ч). Он предназначался для стратегического межконтинентального четырехмоторного бомбардировщика Ту-85 дальностью 14 тыс. км, но серийно не производился, так как к этому времени эпоха таких моторов уже завершилась.

Газотурбинной тематикой РКБМ начало заниматься с 1952 г. К 1954 г. разработан одноконтурный одновальный ТРД ВД-5. Серийно он не производился, но на его базе в период середины 50-х – середины 60-х годов было создано семейство двигателей ТРД и ТРДФ ВД-7, включая РД-7М2. На них применена высоконапорная сверхзвуковая ступень на входе в осевой девятиступенчатый компрессор с $\pi_{\text{к0}}^* = 11$. Это были наиболее мощные и экономичные ТРД(Ф), соответствующие уровню лучших зарубежных двигателей. Их взлетная тяга составляла от 91,2 до 127 кН (157 кН на форсажном режиме). Они эксплуатировались на дальних стратегических дозвуковых бомбарди-

ровщиках ЗМ (В.М. Мясищева) и сверхзвуковых разведчиках (Ту-22Р) и ракетоносцах (Ту-22К).

С 1963 г. под руководством П.А. Колесова ОКБ начинает заниматься проектированием подъемных и подъемно-маршевых двигателей; РД36-35 стал первым отечественным подъемным ТРД. На его базе созданы несколько модификаций подъемных двигателей для самолетов П.О. Сухого и А.И. Микояна с укороченной длиной пробега при взлете и длиной пробега при посадке.

В шестидесятых и начале семидесятых годов в ОКБ создан ТРДФ РД36-41 для самолета-разведчика и ракетоносца с большими сверхзвуковыми скоростями полета ($M_n = 3$), который в серийное производство запущен не был. На его базе созданы ТРД РД36-51А/51В для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. Степень повышения давления увеличена с 11 до 16, расход воздуха повышен от 161 до 280 кг/с, T_g^* – от 1330 до 1440 К, что позволило увеличить взлетную тягу от 157 до 206 кН. Это единственные в мире двигатели, предназначенные для больших сверхзвуковых скоростей полета и не имеющие форсажных камер. На их базе создан также РД-36-51В для однодвигательного высотного дозвукового самолета М-17 «Стратосфера».

В РКБМ разработан ТВад РД-600/В (для вертолетов фирмы «Камов»). На базе газогенератора РД-600В создан ТВД-1500 для Ан-38, С-80, Бе-32, М-102, Ан-3. Оба двигателя получили сертификаты типа авиационного регистра Международного авиационного комитета (МАК).

С 1997 г. РКБМ вошло в состав ОАО «Рыбинские моторы» (ныне ОАО «НПО «Сатурн»»).

КБ им. А.М. Люльки (г. Москва) создано в 1946 году.

Генеральные конструкторы: А.М. Люлька и В.М. Чепкин.

В 1941 г. А.М. Люлька получил авторское свидетельство на двухконтурный двигатель. Первым отечественным ТРД стал РД-1 (после модернизации С-18, затем ТР-1). Развитие отечественного двигателестроения от поколения к поколению можно проследить по двигателям А.М. Люльки.

Турбореактивный двигатель первого поколения ТР-1 выполнен по схеме с осевым одновальным восьмиступенчатым компрессором ($\pi_k^* = 3,2$), кольцевой камерой сгорания ($T_g^* = 1050$ К), одноступенчатой турбиной и устанавливался на самолетах Су-11, Ил-22. Удельный расход топлива этого двигателя составлял 129 кг/(кН·ч), тяга – 13,7 кН. В 1947 г. спроектирован и

изготовлен более совершенный ТРД ТР-2 ($P_0 = 24,5$ кН), в 1948 г. создан ТР-3 ($P_0 = 44$ кН), а в начале 50-х годов – АЛ-5. Он имел семиступенчатый компрессор с $\pi_k^* = 4,5$, температурой T_g^* , повышенной до 1100 К, тягой 49 кН.

В 1953 г. завершено изготовление двигателя второго поколения АЛ-7 (для самолетов ИЛ-54, Ту-98) с тягой 67 кН, с девятиступенчатым одновальным компрессором со сверхзвуковой ступенью на входе, кольцевой камерой сгорания с 18 вихревыми горелками, двухступенчатой турбиной. Двигатель со сверхзвуковой ступенью на входе был разработан впервые в мире.

На его базе созданы ТРД с форсажной камерой АЛ-7Ф, АЛ-7Ф-1 ($P_0 = 90$ кН) и АЛ-7Ф-2 ($P_0 = 99,1$ кН) и др., которые широко эксплуатировались на самолетах П.О. Сухого, А.И. Микояна и М.И. Гуревича, а также А.Н. Туполева и принесли А.М. Люльке мировую известность.

В конце 60-х годов создан ТРД третьего поколения АЛ-21Ф-3 с существенно более высокими удельными параметрами.

В 1976 г. началась разработка ГТД четвертого поколения. Им стал ТРДДФ АЛ-31Ф (для Су-27, Су-32ФН, Су-34). Суммарная степень сжатия в компрессоре $\pi_k = 23$, $T_g^* = 1660$ К, взлетная тяга 123 кН. Позже были созданы модификации этого двигателя АЛ-31ФП и АЛ-31ФН.

В 2001 г. КБ А.М. Люльки вошло в «НПО “Сатурн”». Генеральный конструктор «НТЦ им. А. Люльки» – директор филиала «НТЦ им. А. Люльки» Е.Ю. Марчуков.

В настоящее время НПО «Сатурн» разрабатывает широкий спектр энергетических установок мощностью 2,5...325 МВт, в том числе и на базе авиационных двигателей (АЛ-31Ф, Д-30КУ(КП)-2).

В рамках модернизации самолета Ил-76 (основного транспортного самолета ВВС, МЧС и ФПС России) разрабатывается ТРДД Д-30КП-3 «Бурлак». Степень двухконтурности этого двигателя по сравнению с ее значением на базовом Д-30КП увеличена в 1,7 раза, что привело к снижению шума до уровня, соответствующего нормам, а также к увеличению взлетной тяги и снижению удельного расхода топлива на 11%.

Разработан малоразмерный ТРДД “Сатурн” 36МТ (максимальный диаметр 330 мм, длина 850 мм, сухая масса – 82 кг при взлетной тяге до 4,4 кН) для беспилотных летательных аппаратов.

В 2003 г. ОАО «НПО “Сатурн”» вместе с компанией Snecma Motors выиграло конкурс на разработку ТРДД SaM-146 для российского региональ-

ного самолета «Суперджет-100» пассажироместимостью 60, 70 и 95 человек разработки компаний «Сухой», «Ильюшин», «Яковлев», «Боинг».

В 2008 г. этот самолет начал проходить летные испытания.

8.4. ОАО «СОЮЗ»

(АВИАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС)



ОАО «Союз» (первоначальное наименование – опытный завод № 300) был организован в 1943 г.

Генеральные конструкторы: А.А. Микулин (1943 – 1955 гг.), С.К. Туманский (1955 – 1973 гг.), О.Н. Фаворский – главный конструктор (1973 – 1987 гг.), В.К. Кобченко (1987 – 2000 гг.), В.А. Белоусов (с 2001 г.). Существен вклад заместителей А.А. Микулина и С.К. Туманского – Б.С. Стечкина и Г.Л. Лившица.

Научно-техническим комплексом «Союз» создано 19 базовых и 44 модификации турбореактивных двигателей. На самолетах с этими двигателями установлено более 100 мировых рекордов скорости, скороподъемности и высоты полета.

Двигатели ОАО «Союз», как правило, являются пионерными разработками, в частности:

АМ-3 – двигатель для первого отечественного реактивного пассажирского самолета Ту-104;

РД-9Б – двигатель для первого отечественного серийного сверхзвукового истребителя МиГ-19;

Р11-300 – первый отечественный двухвальный ТРД;

Р15Б-300 – двигатель для первого отечественного высотного сверхзвукового истребителя с максимальной скоростью полета 3000 км/ч;

Р27В-300 – двигатель для первого отечественного самолета вертикальных взлета и посадки;

Р79В-300 – подъемно-маршевый двигатель для первого в мире сверхзвукового истребителя вертикальных взлета и посадки был готов к государственным испытаниям в 1991 г.; работа по нему остановлена в связи с закрытием темы создания самолета Як-141;

Р95-300 – первый отечественный малоразмерный ТРД для дозвуковых крылатых ракет.

Большинство из указанных двигателей на момент создания были лучшими в мире в своем классе.

В настоящее время в ОАО «Союз» ведутся инициативные разработки двигателей для военных самолетов и беспилотных летательных аппаратов, а также газотурбинных приводов на базе авиационных двигателей.

Проходит стендовые испытания и доводку демонстрационный образец двигателя Р125-300 для беспилотных летательных аппаратов, готовится сборка демонстратора газотурбинного привода ГТП-30-300 мощностью 30 МВт, разработанного на базе газогенератора двигателя Р79В-300.

8.5. ОАО «ОМСКОЕ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО (ОМКБ)»



Омское МКБ организовано в 1956 г. прежде всего для технического руководства работами по производству (на серийном заводе им. П.И. Баранова), эксплуатации и ремонту поршневых двигателей

АИШ-82. Практически одновременно МКБ приступило к разработке малоразмерных газотурбинных двигателей. Главные конструкторы: В.А. Глушенков (1956 – 1973 гг.), В.С. Пашенко (1973 – 1985 гг.), В.Г. Костогрыз – генеральный директор (с 1985 г.).

К 1966 г. создан турбовальный двигатель ГТД-3 и его модификации ГТД-3Ф ($N_{e0} = 662$ кВт; $C_{e0} = 0,408$ кг/(кВт·ч); $\pi_{k0}^* = 6,5$; $T_{г0}^* = 1142$ К) для корабельного противолодочного вертолета Ка-25 (серийное производство с 1966 г.). В конце 60-х начале 70-х годов разработан турбовинтовой двигатель со свободной турбиной нового поколения ТВД-10 ($N_{e0} = 690$ кВт) и его модификация ТВД-10Б для самолетов местных воздушных линий, а также ТВД-10М, который успешно эксплуатировался на вездеходных (на воздушной подушке) катерах военно-морского флота $N_{e0} = 706$ кВт, $C_{e0} = 0,347$ кг/(кВт·ч), $\pi_{k0}^* = 7,4$, $G_{в0} = 4,58$ кг/с, $T_{г0}^* = 1160$ К). Двигатель отличается оригинальной конструкцией: над ним располагается промежуточный вал, через который мощность со свободной турбины передается на винт.

К концу 90-х годов на базе ТВД-10 разработан турбовинтовой двигатель со свободной турбиной ТВД-20 и его модификации для пассажирского, транспортного и сельскохозяйственного вариантов самолета Ан-3 (модерни-

зация серийного самолета Ан-2). Силовая установка имеет перевернутую схему. Вариант этого двигателя ТВД-2-03 для грузопассажирского самолета Ан-38 характеризуется следующими основными данными:

$$N_{e0} = 1050 \text{ кВт}, C_{e0} = 0,306 \text{ кг/(кВт·ч)}.$$

ОМКБ разрабатывает также вспомогательные силовые установки (ВСУ), предназначенные для запуска двигателей и питания бортовых систем средне- и дальнемагистральных самолетов электроэнергией и сжатым воздухом. Для самолетов Ил-86 и Ил-96-300 на базе ТВД-10 и ТВД-20 разработана установка ВСУ-10. Она обеспечивает бортовые системы самолета электроэнергией (40...60 кВт), сжатым воздухом давлением $p_{к0}^* = 467 \text{ кПа}$ и температурой $T_{к0}^* \leq 430 \text{ К}$ при $G_{в0} = 3,5 \text{ кг/с}$.

Около трех десятилетий ОМКБ разрабатывает и производит малоразмерный двухконтурный двигатель ТРДД-50 для применения на легких многоцелевых и беспилотных самолетах. В конце 90-х годов разработана модификация двигателя ТРДД-50БЭ для ракеты противокорабельных комплексов «CLUB-N».

8.6. ФГУП «ЗАВОД имени В.Я. КЛИМОВА»



Завод был основан в 1914 году. Опытное конструкторское бюро (ОКБ-117) – в 1946 году. Генеральные конструкторы: В.Я. Климов (1946 – 1960 гг.), С.П. Изотов (1960 – 1983 гг.), В.Г. Степанов (1983 – 1987 гг.), А.А. Саркисов (1988 – 2004 гг.), В.М. Ширманов (с 2004 г.).

Под руководством В.Я. Климова был разработан целый ряд V-образных поршневых двигателей водяного охлаждения, в том числе ВК-105, который устанавливался на самолеты конструкции С.А. Лавочкина, П.О. Сухого, А.С. Яковлева и сыграл важную роль в годы Великой Отечественной войны.

В период 1949–1958 гг. завод выпускал двигатель ВК-1 – один из первых в СССР ТРД с центробежным компрессором.

В настоящее время предприятие разрабатывает главным образом турбовальные, турбовинтовые и двухконтурные двигатели как силовые установки вертолетов и самолетов. Наиболее широкое распространение получил турбовальный двигатель ТВ3-117 (в 1972 г. начато серийное производство).

Двигатель ТВЗ-117 – один из лучших в мире по экономичности в своем классе; $C_{e0} = 0,29$ кг/(кВт·ч) достигнуто благодаря высоким значениям КПД узлов ($\eta_k^* = 0,86$; $\eta_{ТВД}^* = 0,91$; $\eta_{с.т}^* = 0,94$). Выпускается около десяти модификаций этого двигателя (их изготовлено более 23 тысяч), которые эксплуатируются на вертолетах М.Л. Миля и Н.И. Камова в 25 странах мира.



В настоящее время прошла сертификацию модификация форсированного двигателя ТВЗ-117ВМА – ВК-2500. Двигатель ВК-2500 предназначен для модернизации вертолетов Ми-14, Ми-28, Ка-32, Ка-50 и др. Благодаря повышенным характеристикам двигателя ВК-2500 потолок вертолетов возрастает на 1000 м, грузоподъемность увеличивается на 1000...2000 кг (в зависимости от типа вертолета), одновременно с этим увеличивается скорость и улучшается маневренность вертолетов. С этими качествами вертолеты приобретают принципиально новые возможности при эксплуатации в высокогорных районах и районах с жарким климатом.

К середине 90-х годов для пассажирского самолета местных воздушных линий Ил-114 (на 60 пассажиров) разработан турбовинтовой двигатель нового поколения ТВ7-117 со свободной турбиной и более высокими параметрами цикла ($\pi_{к0}^* = 16$, $T_{г0}^* = 1500$ К), с эквивалентной мощностью на взлетном режиме $N_{э0} = 1840$ кВт и удельным расходом топлива на крейсерском режиме $C_{экр} = 0,245$ кг/(кВт·ч). На его основе созданы двигатели нового поколения ТВ7-117В (ВК-3000) для многоцелевого вертолета Ми-38 и ТВ7-117ВК, предназначенные для установки на вертолеты новых поколений (Ка-50, Ка-52 и др.).

К середине 80-х годов разработан и внедрен в серийное производство двухвальный ТРДДФ РД-33 для истребителя МиГ-29. Он характеризуется следующими основными данными и параметрами рабочего процесса на полном форсированном и максимальном (бесфорсажном) режимах:

$$(P_{двф}/P_{дв})_0 = 81,4/49,4 \text{ кН}, \quad (C_{удф}/C_{уд})_0 = 244/78,5 \text{ кг/(кН·ч)}, \quad T_{г0}^* = 1535 \text{ К}$$

$$(T_{г\max}^* = 1680 \text{ К}), \quad \pi_{к\sum 0}^* = 21, \quad \pi_{кнд0}^* = 3,2, \quad m_0 = 0,49, \quad G_{в0} = 76,5 \text{ кг/с}.$$

Двигатель отличают интенсивный прирост тяги с увеличением скорости полета (что объясняется принятым в законе управления увеличением температуры $T_{г}^*$, а следовательно частоты вращения ротора $n_{вд}$ с повышени-

ем T_n^*), высокие газодинамическая устойчивость и приемистость (2...3 с – время перехода с максимального на полный форсированный режим). По этим и другим показателям, характеризующим эффективность использования двигателя на истребителе, он стоит в ряду лучших в своем классе. На базе РД-33 разработан ряд перспективных двигателей, в том числе:

несколько модификаций двигателя РД-33 для палубного МиГ-29К и модернизированного МиГ-29М истребителей;

РД-93 для истребителя FC-1 (КНР);

РД-133 с увеличенной тягой и всеракурсным соплом с управляемым вектором тяги для модификации МиГ-29;

СМР-95 для самолетов *Mirage F-1* и *Mirage III*.

Разрабатываются бесфорсажные варианты РД-33Б/НБ.

В настоящее время разработан ТРДДФ в классе форсажной тяги 98 кН с системой отклонения вектора тяги.

С начала 60-х годов на базе турбовальных двигателей предприятием разработаны силовые установки для танков: ГТД-1000Т ($N_e = 810$ кВт) с 1980 г. и ГТД-1250 ($N_e = 920$ кВт) с 1986 г.

Двигатели семейства ГТД-1250 установлены на серийных танках Т-80У, Т-80УК, а также на опытном танке “Черный орел” и опытной ремонтно-эвакуационной машине БРЭМ-80У. Танк при этом приобретает новые качества (повышается скорость и проходимость, улучшаются эксплуатационные свойства).

8.7. ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ЗАПОРОЖСКОЕ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО “ПРОГРЕСС” имени академика А.Г.ИВЧЕНКО» (УКРАИНА)



Опытное конструкторское бюро, ныне государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро “Прогресс” имени академика А.Г. Ивченко»

(ГП «Ивченко-Прогресс») организовано в мае 1945 г. Генеральные конструкторы: А.Г. Ивченко (1945 – 1968 гг.), В.А. Лотарев (1968 – 1989 гг.), Ф.М. Муравченко (1989 – 2010 гг.), И.Ф. Кравченко (с 2010 г.)

В 40-х годах коллективом ЗМКБ создано семейство поршневых моторов, а с начала 50-х КБ «Прогресс» разрабатывает ГТД. Большим успехом

коллектива было создание ТВД АИ-20 мощностью 2940 кВт (государственное испытание в 1957 г.) для скоростных (того времени) магистральных самолетов Ан-10 и Ил-18. Удалось создать надежный, простой в эксплуатации, недорогой в производстве и с большим сроком службы двигатель. Он выполнен по одновальной схеме, включающей 10-ступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания, трехступенчатую турбину и планетарный дифференциальный редуктор. На нем впервые в отечественном двигателестроении был установлен межремонтный ресурс 6000 ч, а назначенный ресурс – 20 тыс. ч. Двигатель АИ-20 и его модификации получили широкое распространение и до настоящего времени эксплуатируются на самолетах Ан-12, Ил-18 и др.

В 1958 – 1960 гг. разработан ТВД АИ-24 мощностью 1875 кВт, который широко эксплуатируется на пассажирских и транспортных самолетах Ан-24, Ан-26 и Ан-30.

В середине 60-х создан двухконтурный двигатель АИ-25 с тягой на взлетном режиме 14,7 кН, с умеренными параметрами рабочего процесса и на тот период с довольно большой степенью двухконтурности – более 2. Двигатель АИ-25 до настоящего времени эксплуатируется на пассажирском самолете местных воздушных линий Як-40.

В 1977 г. был создан двигатель Д-36. Это первый в СССР двигатель четвертого поколения: с большой степенью двухконтурности (5,6) и высокими параметрами термодинамического цикла ($\pi_{к\Sigma}^* = 19,6$; $T_{г}^* = 1460$ К). Он эксплуатируется на пассажирском самолете Як-42, а также на транспортных самолетах Ан-72 и Ан-74.

Д-36 выполнен по трехвальной схеме с широким применением титана и прогрессивных конструкторских, технологических и металлургических новинок. Он модульный; конструкция узлов позволяет осуществлять контроль за состоянием основных деталей в процессе эксплуатации. Самолет Як-42 первый в СССР получил сертификат о соответствии нормам ИКАО по уровню шума.

На базе двухкаскадного газогенератора двигателя Д-36 создан самый мощный в мире ТВАД Д-136. Он выпускается с 1982 г. и устанавливается на крупнейший в мире вертолет Ми-26, широко применяющийся в народном хозяйстве.

На базе Д-36 спроектирован ТРДД самой большой в отечественном двигателестроении размерности – Д-18Т для дальнего тяжелого транспортного самолета и для самолета большой пассажировместимости. При одинаковой

конструктивной схеме параметры его термодинамического цикла по сравнению с Д-36 были значительно повышены с целью улучшения топливной эффективности. Температура газа перед турбиной повышена до уровня 1600 К (вместо 1400 К), что потребовало разработки более эффективной системы охлаждения рабочих лопаток. К компрессору низкого давления добавлена «нулевая» ступень с целью увеличения суммарной степени повышения давления и расхода воздуха через внутренний контур. Перепрофилирован вентилятор для обеспечения оптимальной степени повышения давления в наружном контуре $\pi_{в}^* = 1,65$ вместо 1,38 на двигателе Д-36. Добавлена также ступень к турбине вентилятора и др. По всем техническим характеристикам (топливной эффективности, удельной массе, ресурсу, экологии, уровню шума и др.) он не уступал лучшим зарубежным двигателям аналогичного класса. Д-18Т сертифицирован в 1984 г. и эксплуатируется на транспортных самолетах Ан-124 и Ан-225.

На базе Д-36 разработаны также ТРДД Д-436 и его модификации, которые сертифицированы в 2000 г. При практически одинаковых габаритных размерах их тяга при высоких температурах атмосферного воздуха (30°C и более) в земных условиях повышена почти на 30%. Это достигнуто путем увеличения расхода воздуха через внутренний контур за счет постановки подпорной ступени вентилятора, при сохранении суммарного расхода $G_{вс}$, а также за счет увеличения температуры газов перед турбиной до уровня 1580 К, близкого к уровню для двигателя Д-18Т. С целью оптимального распределения энергии между контурами вентиляторная ступень двигателя Д-36 заменена на ступень, являющуюся газодинамической моделью вентилятора двигателя Д-18Т ($\pi_{в0}^* = 1,65$).

В настоящее время спроектированы и находятся в доводке двигатели Д-27, АИ-222-25, АИ-450, АИ-22.

ТВВД Д-27 – турбовинтовентиляторный, трехвальный, с двухкаскадным компрессором (компрессор низкого давления – осевой, пятиступенчатый; компрессор высокого давления – осецентрибежный, трехступенчатый) и свободной четырехступенчатой осевой турбиной вентилятора. Вал турбины винтовентилятора выведен вперед по оси двигателя для привода винтовентилятора через одноступенчатый, планетарный, дифференциальный редуктор. Турбины высокого и низкого давления – одноступенчатые с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками. Допустимая температура газов перед

рабочим колесом турбины высокого давления $T_r^* = 1700$ К. Камера сгорания – кольцевая с наклонной осью жаровой трубы. На крейсерском режиме ($H_{\text{п}} = 11$ км; $M_{\text{п}} = 0,7$; САУ) степень повышения давления компрессора $\pi_k = 27,5$; удельный расход топлива $C_{\text{уд}} = 0,177$ кг/(кВт·ч). Низкий удельный расход топлива собственно двигателя Д-27 в сочетании с применением эффективного винтовентилятора существенно повышает топливную эффективность силовой установки по сравнению с силовыми установками с ТРДД.

Двигатель АИ-22 двухвальный, двухконтурный со смешением потоков наружного и внутреннего контуров, предназначен для разрабатываемого регионального пассажирского самолета Ту-324. На нем используется модифицированный газогенератор двигателя ДВ-2. На АИ-222-25 также используется газогенератор двигателя ДВ-2, но со значительной его модернизацией: к компрессору добавлена «нулевая» ступень, вместо перепуска воздуха введены четыре поворотных направляющих аппарата, перепрофилирована турбина, повышена эффективность системы ее охлаждения.

ТВаД АИ-450 выполнен по простой конструктивной схеме с минимальным количеством деталей, что обеспечивает высокую технологичность эксплуатации и низкую стоимость производства. Его газогенератор включает одну центробежную ступень с большой степенью повышения давления (на максимальном режиме $\pi_{k0}^* = 8$), кольцевую противоточную камеру сгорания и одноступенчатую осевую турбину с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками. Силовая турбина – свободная, осевая.

8.8. ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННОГО МОТОРОСТРОЕНИЯ имени П.И. БАРАНОВА (ЦИАМ)»

3 декабря 1930 года на заседании Революционного военного совета СССР было принято решение об объединении винтомоторного отдела ЦАГИ и отдела опытного моторостроения авиационного завода им. М.В.Фрунзе в единый институт авиационных моторов.

До Великой Отечественной войны в институте разрабатывались поршневые авиационные двигатели (М-34, АЧ-30 и другие). Созданные в ЦИАМ двигатели АМ-34 А.А. Микулина и АЧ-1 А.Д. Чаромского выпускались серийно и применялись на многих рекордных и боевых самолетах.

В 1935 году проводимые в институте работы по опытному двигателестроению были переданы на серийные моторостроительные заводы, при которых начали создаваться ОКБ.

С созданием двигательных ОКБ ЦИАМ занимается теоретическими и экспериментальными исследованиями рабочего процесса и характеристик силовых установок, их прочности и надежности, а также оказанием научно-технической помощи ОКБ при создании опытных двигателей.

В 50-е годы недалеко от подмосковного города Лыткарино создан научно-исследовательский центр института, являющийся в настоящее время одним из крупнейших в мире центров испытаний авиационных двигателей и их узлов.

Научно-методическое сопровождение разработок опытных двигателей основывается на созданных в институте современных методах расчетов и экспериментальных исследований, которые постоянно совершенствуются и усложняются, включая газодинамические и прочностные математические модели.

Четыре поколения отечественных авиационных газотурбинных двигателей и пятое поколение, которое проходит отработку, разрабатывались с широким участием ЦИАМ.

В настоящее время основной задачей института является создание научно-технического задела для двигателей следующих поколений и модернизации эксплуатируемых двигателей. Институт находится на передовом уровне по методам вычислительной газодинамики, проектированию лопаточных машин, расчету на прочность деталей с учетом теплового и напряженно-деформированного состояния.

Разработанные математические модели позволяют проектировать высоконагруженные лопаточные машины, исследовать генерацию шума в источнике, срывные явления, особенности турбулентных течений, механику развития трещин, поведение конструкций в условиях сложного нагружения, рассчитывать процесс горения с учетом химической кинетики.

ЦИАМ располагает уникальной номенклатурой стендов для сертификации газотурбинных двигателей авиационного двигателестроения, реализует функцию мирового уровня фундаментальных и прикладных исследований, способствует формированию технического облика перспективных двигателей, выступает инициатором и главным разработчиком концептуальных документов, определяющих приоритетные направления национальной техни-

ческой политики в области авиационных двигателей, координирует работу в отрасли по их реализации.

8.9. ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ имени Н.Е. ЖУКОВСКОГО (ЦАГИ)

ЦАГИ был образован по инициативе Н.Е. Жуковского в декабре 1918 года. После смерти Жуковского в 1921 г. ЦАГИ возглавил С.А. Чаплыгин, видный ученый в области механики, внесший заметный вклад в формирование научного облика института.

В последующие десятилетия структура ЦАГИ неоднократно менялась, приспособлялась к спектру решаемых задач, потребностям народного хозяйства и обороны. Экспериментальная база института позволила в довоенный период проводить исследования по аэродинамике, гидродинамике, динамике полета и прочности летательных аппаратов. В ЦАГИ под руководством А.И.Туполева в период 1924–1936 гг. были созданы самолеты ТБ-1, ТБ-3 и другие.

Появление в середине 30-х годов высокоскоростных самолетов потребовало расширения экспериментальной базы института. И в 1939 году неподалеку от дачной платформы «Отдых» вступили в строй на новой площадке аэродинамические трубы Т-101, Т-104, Т-106. Это подмосковное местечко вскоре стало городом Жуковским. В 30-е–40-е годы от ЦАГИ отделились ЦИАМ (1930), ВИАМ (1932), ЛИИ (1941), ОКБ А.И.Туполева (1936), СибНИА (1946).

В годы Великой Отечественной войны ЦАГИ проводил инновационные исследования, направленные на повышение тактико-технических характеристик советских боевых самолетов, осуществляя модернизацию и совершенствование существующего авиационного парка. Не останавливались и фундаментальные исследования в области сверхзвуковых скоростей.

Для этого потребовалось создать арсенал новых аэродинамических труб и специальных стендов. Аэродинамики и прочнисты ЦАГИ сказали решающее слово при создании всех отечественных самолетов, в том числе и носителей ядерного оружия: от Ту-16 до Ту-160. Становление ракетной техники в СССР также не прошло без участия ЦАГИ. Очередное расширение экспериментальной базы института, прошедшее в 50–60-е годы, было направлено на ввод новых установок, обеспечивающих гиперзвуковые скорости

потока и моделирующих такие сложнейшие процессы, как аэродинамический нагрев конструкции, распространение ударных волн и многое другое.

Важным этапом для института стали исследования аэродинамики и динамики полета самолетов с крылом изменяемой геометрии. Успешно решив проблемы устойчивости и управляемости, прочности и аэроупругости и доказав преимущества подобной компоновки, ЦАГИ дал путевку в жизнь таким многорежимным самолетам, как МиГ-23 и Ту-160.

В 70–80-е годы развернулись работы по созданию фронтовых истребителей нового поколения с высокой тяговооруженностью и маневренностью. Исследования вопросов нестационарной аэродинамики, новых компоновок с несущим фюзеляжем и управления вихревой структурой крыла воплотились в самолетах МиГ-29 и Су-27, продемонстрировавших непревзойденные маневренные качества и боевой потенциал.

Важный вклад в создание пассажирских и транспортных самолетов нового поколения Ил-96, Ту-204 и других внесли специалисты ЦАГИ.

Самой масштабной работой последних десятилетий, проведенной всей мощью института, стало участие в создании воздушно-космического самолета «Буран». При этом для исследования его теплозащиты была построена натурная теплопрочностная вакуумная камера диаметром 14 м и длиной 30 м. Были решены проблемы акустической прочности, построения алгоритмов автоматической системы управления и многое другое.

ЦАГИ получил статус Государственного научного центра. Научные заслуги коллектива ЦАГИ занимают важное место в истории мировой авиации.

8.10. НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ (НИАТ)

НИАТ является правопреемником Центрального института труда, созданного в 1920 году. В 30-х годах основное внимание института было сконцентрировано на авиационной промышленности.

Война заставила эвакуировать многие авиационные заводы из центра страны на восток и многократно увеличить выпуск боевой авиатехники. В этой работе активное участие приняли сотрудники НИАТ. Многие из них были командированы на эвакуированные предприятия и там налаживали производство, осваивали технологии массового производства, обучали производственные кадры.

После окончания войны НИАТ внес большой вклад в освоение реактивной техники, расширение производства авиатехники и перестройку авиационного производства на выпуск гражданской промышленности. В основных региональных центрах авиационной промышленности было организовано восемь филиалов, были созданы базовые лаборатории и отделы института.

За более чем 80-летний период деятельности НИАТ прошел огромный путь развития – от изготовления деревянных конструкций, приемов ручной клепки до создания и строительства не имеющих аналогов в мире самолетов Ан-225, Ту-160, Су-27, в конструкции и технологии которых сконцентрированы высшие достижения науки и техники.

8.11. ВСЕРОССИЙСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ

Институт был образован в 1932 году. На него было возложено: изучение авиационных материалов; изучение сырьевых баз; изыскание новых материалов и внедрение их в производство самолетов и двигателей; разработка технологических процессов по производству и применению материалов и полуфабрикатов в авиационной промышленности. Были созданы специальные лаборатории и экспериментальные производства.

В институте до и во время войны 1941-1945 годов были разработаны: прочная сталь «хромансиль» 30ХГСА; теория рекристаллизации алюминиевых сплавов; авиационная броня; высокопрочный древесный композит дельта-древесина; мягкие фибровые баки повышенной живучести.

В послевоенный период организована лаборатория неметаллических материалов; разработаны герметизирующие материалы; созданы: теория легирования алюминиевых сплавов; лаборатория титановых сплавов; первые бериллиевые сплавы; разработана технология точного литья деталей из жаропрочных сплавов; созданы технологические процессы и оборудование для направленной кристаллизации и литья лопаток с монокристаллической структурой.

В 60–70-е гг. разработаны литейные высокопрочные коррозионно-стойкие и конструкционные стали и литейные жаропрочные сплавы.

В 70–90-е гг. создана лаборатория полимерных композиционных материалов (КМ). Разработаны основы материаловедения и технология нового класса конструкционных и многофункциональных КМ.

В 70–2000-е гг. разработано более 100 пожаробезопасных материалов для интерьеров всех типов пассажирских самолетов и вертолетов, исключая случаи возгорания интерьеров.

В институте разработана серия высокопрочных титановых сплавов и технологии их получения и применения в конструкциях.

В 1973–1987 гг. разработан комплекс уникальных материалов (волокна, теплозащиты, клеи, углерод-углеродистые материалы, лакокрасочные покрытия), а также средства неразрушающего контроля, обеспечившие создание космического самолета «Буран».

В результате работы сотрудников ВИАМ в последние десятилетия созданы высокотемпературные гидравлические жидкости; разработаны присадочные материалы и припой, созданы технологические процессы сварки и пайки металлических конструкций; разработаны основы синтеза и технология получения и нанесения нового класса высокотемпературных стеклокерамических покрытий и материалов; разработаны технологии и оборудование для высокоградиентного литья монокристаллических лопаток с транспирационным (проникающим) охлаждением газовой коррозии; созданы высокотемпературные сплавы с повышенным содержанием рения для газотурбинных двигателей.

Результаты работы ВИАМ нашли применение и в других отраслях народного хозяйства.

8.12. ВСЕРОССИЙСКИЙ ИНСТИТУТ ЛЕГКИХ СПЛАВОВ (ВИЛС)

История ВИЛС начинается с 1929 г. с нового специального Кольчугалиuminioвого завода № 45. Учитывая особо важное оборонное значение «Завод № 45» был переведен в группу заводов военной промышленности.

Современное название ВИЛС получил в 1961 году. При создании института были поставлена задача решения проблем по технологии производства новых материалов и новых изделий из легких и специальных сплавов для двигателей ракет и самолетов, развитие которых связано с непрерывным повышением температурных параметров. Институт специализировался на разработке и выпуске инновационной наукоемкой продукции. Для этого был создан полный производственный цикл и исследовательская испытательная база. Основным потребителем высокотехнологичной продукции ВИЛС является авиакосмическая отрасль:

- гранульные заготовки для дисков ГТД V поколения;
- литые прутковые заготовки для изготовления лопаток ГТД авиационного и наземного применения;
- интерметаллидные сплавы, работающие при предельных температурах (700–750°C);
- гранульная технология соединения дисков с лопатками, снижающая массу конструкции на 30%;
- заготовки дисков/блисков из гранилтитановых сплавов, титановые патрубки, проволока для крепежа в самолетостроении;
- трубные заготовки из титановых сплавов и биметаллов, включая полный цикл литья, прокатки и отделки листов и плит;
- гранулы и порошки на основе никелевых, титановых и других сплавов различного применения.

Практически вся выпускаемая продукция является эксклюзивной, наукоемкой и требует постоянного научного сопровождения.

* * *

В результате совместной работы отраслевых НИИ, ОКБ и других организаций решаются проблемы, усложняющиеся по мере развития авиационных двигателей. Благодаря труду талантливых ученых и высококвалифицированных инженеров и рабочих, несмотря на дефицит финансирования, отечественное авиационное двигателестроение развивается и успешно решает задачи гражданской и военной авиации.

Резюме

(к главе 8 «ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ПРЕДПРИЯТИЯ,
РАЗРАБАТЫВАЮЩИЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД»)

1. Создание в 70-80-х годах базовых двухвальных ТРДДФ IV поколения РД-33, АЛ-31Ф, Д-30Ф-6 для истребителей МиГ-29, Су-27, МиГ-31 является крупным научным достижением отечественного двигателестроения. Их исключительные качества – низкая удельная масса, сниженное число ступеней лопаточных машин, широкий диапазон условий эксплуатации, устойчивость компрессоров при полете с большими углами атаки, короткая форсажная камера, высокие динамические характеристики – позволяют считать эти двигатели наиболее удачными среди современных двигателей маневренных самолетов.

2. К многорежимным двигателям IV поколения относятся ТРДДФ НК-25 и НК-32 для самолетов дальней и стратегической авиации – самые мощные в мире.

3. На основе комплексных исследований были созданы высокоэкономичные ТРДД большой степени двухконтурности для транспортной и пассажирской авиации Д-36, Д-18Т, Д-436Т1/ТП, ПС-90А, НК-93.

4. Реализация потенциальных выгод от применения турбовинтовентиляторных двигателей (ТВВД) требует решения многих проблем, к числу которых относятся:

- создание ВВ с высоким тяговым КПД ($\eta_v = 0,9$) при $M_n = 0,7$;
- выбор оптимальных величин π_v , диаметра ВВ и его схемы (открытый или закапотированный), а также компоновка силовой установки (тянущий или толкающий ВВ);
- создание газодинамически и кинематически эффективного привода ВВ (редукторного или безредукторного), разработка комплектных, легких и надежных редукторов в классе 8000–22000 кВт с КПД, превышающим 0,99, и втулок ВВ с механизмом регулирования шага лопастей; решение проблемы охлаждения редуктора;
- защита пассажирского салона от низкочастотного шума и вибраций, генерируемых ВВ.

5. В результате широкого комплекса исследований по разработке силовых установок с высоконагруженными ВВ создан уникальный высокоэкономичный двигатель ТВВД Д-27.

6. Базовым двигателем для отечественной авиации в классе 2000–2500 кВт является ТВД ТВ7-117С, который через свои модификации также может применяться как СУ вертолета, как СУ для легких водных судов и т.п.

7. В числе перспективных направлений работ по ТВД и ГТД СТ следующего поколения необходимо указать:

- высокоэффективное регулируемое пылезащитное устройство;
- одновальный осецентрибежный компрессор с $\pi_k \sim 18$;
- компактная экологически чистая камера сгорания;
- высоконепадающая охлаждаемая одноступенчатая турбина компрессора;
- высокоэффективная свободная турбина;
- электронная система автоматического управления.

8. Отличительными особенностями создаваемого ТРДД SaM 146 являются:

- *малошумный широкохордный вентилятор со стреловидными лопатками;*
- *высоконагруженный 6-ступенчатый компрессор, первые три ступени которого имеют конструкцию типа блиск;*
- *малозмиссионная однозначная кольцевая камера сгорания;*
- *высокотемпературная одноступенчатая ТВД с монокристаллическими лопатками и активным управлением радиальным зазором;*
- *щеточные уплотнения.*

Контрольные вопросы

1. Назовите основные разработки ОАО «Авиадвигатель».
2. Для каких летательных аппаратов предназначен ТВД НК-12М?
3. Какие основные характерные особенности ТРДДФ ОАО СНТК им. Кузнецова?
4. Для каких целей предназначены ТРДД НК -88 и НК-89?
5. В чем состоят отличия двигателя для СТК Ту-144 разработки Рыбинского ОКБ?
6. Для какого самолета предназначен ТРДД SaM146?
7. Назовите пионерные разработки АМНТК «Союз».
8. Назовите примеры разработок ФГУП «Завод имени В.Я. Климова».
9. Какими параметрами характеризуется ТРДДФ РФ-33?
10. Какие двигатели созданы в конструкторском бюро «Прогресс» имени академика А.Г.Ивченко на базе двигателя Д-36?
11. Назовите основные конструктивные особенности ТВВД Д-27.
12. Какие перспективные направления работ по ТВД и ГТД СТ следующего поколения?
13. Какие основные проблемы необходимо решить при создании винтовентиляторных двигателей?

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Авиадвигателестроение**: энциклопедия / под общ. ред. В.М. Чуйко. – М.: Авиамир, 1999. – 300 с.
2. . 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.
3. **Григорьев, В.А.** Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей / **В.А. Григорьев, А.В. Ждановский, В.С. Кузьмичев.** – Самара: Изд-во СГАУ, 2009. – 202 с.
4. **Двигатели 1944-2000**: авиационные, ракетные, морские, промышленные – М.: АКС-Коммерсант, 2000. – 534 с.
5. **Григорьев, В.А.** Проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД гражданского назначения / **В.А. Григорьев.** – Самара: Изд-во СГАУ, 2001. – 170 с.
6. **Зрелов, В.А.** Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы: учеб. пособие: в 2 ч. / **В.А. Зрелов.** – Самара: Изд-во СГАУ, 2002. – Ч.1 – 210 с., Ч.2 – 250 с.
7. **Иностранные авиационные и ракетные двигатели** (по данным иностранной печати). – М.: ЦИАМ, 1967 (544 с.), 1971 (698 с.), 1975 (281 с.), 1978 (323 с.), 1981 (298 с.), 1984 (320 с.), 1987 (320 с.), 1992 (286 с.), 1997 (127 с.), 2000 (534 с.), 2005 (592 с.).
8. **Казанжан, П.К.** Теория авиационных двигателей: Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей: учеб. для вузов / **П.К. Казанжан, Н.Д. Тихонов, В.Т. Шулехин**; под ред. Н.Д. Тихонова. – М.: Транспорт, 2000. – 287 с.
9. **Кулагин, В.В.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. Кн.1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Кн.2. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики / **В.В. Кулагин.** – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.

-
10. **Научный** вклад в создание авиационных двигателей: в 2 кн / под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. – М.: Машиностроение, 2000. – Кн.1 – 725 с., Кн.2 – 616 с.
 11. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. Кн.3. Основные проблемы. Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики 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.
 12. **Нечаев, Ю.Р.** Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2 / **Ю.Р. Нечаев, Р.М. Федоров.** – М.: Машиностроение, 1978. – 334 с.
 13. **Проектирование** авиационных газотурбинных двигателей / под общ. ред. А.М. Ахмедзянова. – М.: Машиностроение, 2000. – 454 с.
 14. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / **В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев [и др.]**; СГАУ. – Самара, 1996. – 147 с.
 15. **Работы** ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под общ. ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424с.
 16. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / **В.И. Бакулев, В.А. Голубев, Б.А. Крылов [и др.]**; под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. – М.: Изд-во МАИ, 2003. – 688 с.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

В

Весовая отдача по коммерческой нагрузке, 123
Высотные характеристики, 115
Выходной импульс
относительный, 44

Д

Двигатели
воздушно-реактивные, 17
бескомпрессорные, 17
прямоточные, 17
пульсирующие, 17
компрессорные, 17
газотурбинные со свободной турбиной, 21
двухконтурные
турбореактивные, 20
двухконтурные
турбореактивные с форсажной камерой, 20
турбовинтовентиляторные, 17
турбовинтовые, 21
турбореактивные, 18
турбореактивные с форсажной камерой, 19
Диффузор
камеры сгорания, 35
Доводка двигателя, 23
Дроссельные характеристики
ТРД, 108
ТРДФ, 110

Ж

Жаровая труба
внутренняя, 35
Жизненный цикл ВРД, 22

З

Завихритель
лопаточный, 35
Затраты топлива летательным аппаратом на 1 т·км, 123

И

Индекс
эмиссии, 38

К

Камера сгорания
двухзонная, 39
двухярусная, 39
основная, 20, 34
форсажная, 20, 37
Компрессор, 18, 31
диагональный, 32
осевой
многоступенчатый, 31
осецентрибежный, 32
центробежный, 31
Коэффициент
внешнего лобового сопротивления ВУ, 27
восстановления давления
заторможенного потока в КС, 34
восстановления давления
заторможенного потока
в сопле, 44
гидравлических потерь
во внутреннем контуре, 60
запаса устойчивости
компрессора, 77, 91
избытка воздуха, 36
полноты сгорания топлива
в форсажной камере, 93

-
- расхода, 78
 - расхода ВУ, 27
 - реверсирования тяги, 15
 - скорости
 - сопла, 43
 - сохранения давления
 - заторможенного потока в ВУ, 26
 - стехиометрический, 36
 - КПД
 - компрессора
 - изоэнтропический, 33
 - механический, 19, 81
 - общий, 65
 - сопла, 44
 - термический, 60
 - турбины
 - изоэнтропический, 41
 - тяговый(полетный), 66, 111
 - эффективный, 60
 - М**
 - Масса
 - двигателя, 131
 - удельная, 64, 124
 - Метод определения характеристик
 - расчетный, 107
 - экспериментальный, 107
 - Мощность
 - компрессора, 33
 - турбины, 41
 - Н**
 - Направляющий аппарат, 32
 - О**
 - Объем
 - двигателя удельный, 64
 - Оксид
 - азота, 38
 - углерода, 38
 - Опытное производство, 23
 - П**
 - Полнота сгорания топлива, 34
 - Построение линии рабочих режимов, 92
 - Прибыль, 123
 - Программы
 - управления, 77, 95, 97, 98
 - Производительность
 - приведенная, 123
 - Пропускная способность турбины, 41
 - Р**
 - Работа
 - двигателя
 - располагаемая, 66
 - компрессора, 33
 - по передвижению ЛА в единицу времени, 65
 - повышения давления
 - в ВУ, 50
 - расширения газа
 - в сопле, 51
 - суммарная, 51
 - сжатия
 - суммарная, 51
 - турбины, 8, 40
 - избыточная, передаваемая в наружный контур, 52
 - изоэнтропическая, 41
 - цикла ВРД, 52
 - Рабочее колесо, 32, 39
 - Рабочий проект, 23
 - Расход
 - воздуха, 75
 - топлива
 - удельный, 64, 65
 - часовой, 65, 127
 - Реверс тяги, 44

- Режим работы двигателя
 крейсерский, 106
 максимальный, 106
 максимальный
 продолжительный, 106
 малого газа, 107
 полного форсажа, 107
 частичного форсажа, 107
- С**
- Себестоимость
 перевозок, 123
- Система скачков уплотнения, 30
- Скоростные характеристики
 ТРД, 111
 ТРДФ, 112, 113, 114
- Сопло, 41
 сужающееся, 42
- Сопловой аппарат, 39
- Степень
 повышения давления
 в компрессоре, 32
 повышения температуры, 83
 понижения давления
 в турбине, 40
- Ступень
 турбины, 39
- Т**
- Тепло
 отведенное от газа, 51
 подведенное к газу, 51
- Теплонапряженность КС, 34
- Термогазодинамический расчет
 поверочный, 103
 проектный, 103
- Техническое задание, 22
- Техническое предложение, 23
- Турбина, 19, 39
 высокого давления, 39
 низкого давления, 39
- Тяга, 18, 61
 внутренняя, 61
 лобовая
 удельная, 64
 удельная, 64
 эффективная, 61
- У**
- Угол
 распыла, 35
- Устройство
 выходное, 41, 54
 реверсивное
 решетчатое, 44
 створчатое, 45
- Ф**
- Форсунка, 35
- Х**
- Характеристики
 ВУ
 дрессельные, 30
 скоростные, 31
 двигателя, 106
 компрессора, 33, 83, 85, 87
 турбины, 41, 80, 85
- Э**
- Эскизный проект, 23

Учебное издание

*Белоусов Александр Николаевич
Бочкарев Сергей Константинович
Григорьев Владимир Алексеевич
Кузьмичев Венедикт Степанович
Радько Владислав Михайлович*

**ОСНОВЫ ТЕОРИИ, РАСЧЕТА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Учебник для вузов

Редактор Н. С. К у п р и я н о в а
Верстка Т. Е. П о л о в н е в а

Подписано в печать 09.06.2011. Формат 70×100 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 16,1

Тираж 1000 экз. Заказ 98.

ООО «Издательство Машиностроение»,
107076, Москва, Стромьинский пер., 4.

Отпечатано в издательстве Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.