



САМАРСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ

ОСНОВЫ ТЕОРИИ, РАСЧЕТА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

САМАРА 2021

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

*80-летию
Куйбышевского авиационного института
(Самарского национального исследовательского
университета имени академика С.П. Королева)
посвящается*

ОСНОВЫ ТЕОРИИ, РАСЧЕТА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебника для обучающихся по основным образовательным программам высшего образования по направлениям подготовки 24.03.05 Двигатели летательных аппаратов, 25.03.01 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей и специальности 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей

САМАРА
Издательство Самарского университета
2021

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55
О 753

Авторы: ***В.А. Григорьев, Д.С. Калабухов, В.С. Захарченко, В.А. Зрелов,
А.М. Гареев, В.С. Кузьмичев, А.И. Ланин, А.Б. Прокофьев***

Рецензенты: кафедра «Авиационные двигатели» Уфимского государственного
авиационного технического университета (УГАТУ);
главный конструктор ракетных двигателей ПАО «Кузнецова»
д-р техн. наук, профессор В.П. Данильченко

**О-753 Основы теории, расчета и проектирования воздушно-реактивных
двигателей:** учебник для вузов / ***В.А. Григорьев, Д.С. Калабухов, В.С. Захарченко
[и др.]***. – Самара: Издательство Самарского университета, 2021. – 268с.: ил.

ISBN 978-5-7883-1709-0

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 про-
ектирования авиационных ГТД, перспективным концепциям двигателей, в том числе
гибридным и электрическим силовым установкам.

Учебник предназначен для студентов высших учебных заведений РФ, обучаю-
щихся по специальности 240502 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей»
и направлениям подготовки 240305 «Двигатели летательных аппаратов», 250301
«Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей».

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55

ОГЛАВЛЕНИЕ

Основные условные обозначения.....	7
Предисловие	12
Введение	13
Глава 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТИПАХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....	16
1.1. Классификация воздушно-реактивных двигателей	16
1.2 Перспективные концепции авиационных двигателей	22
Резюме	41
Контрольные вопросы.....	43
Глава 2. РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ВРД.....	44
2.1. Входные устройства ВРД	44
2.2. Компрессоры ВРД	50
2.3. Камеры сгорания ВРД.....	53
2.4. Газовые турбины	61
2.5. Выходные устройства	65
Резюме	69
Контрольные вопросы.....	72
Глава 3. ВРД КАК ТЕПЛОВАЯ МАШИНА И ДВИЖИТЕЛЬ	73
3.1. <i>I-S</i> диаграмма рабочего процесса ВРД	73
3.2. Работа цикла ВРД.....	75
3.3. Зависимость работы цикла от параметров рабочего процесса	78
3.4. Эффективный КПД	83
3.5. Силовая установка с ВРД как движитель	84
3.6. Удельные параметры ВРД.....	87
3.7. КПД воздушно-реактивного двигателя.....	88
3.8. Энергетический баланс ВРД	90
3.9. Особенности рабочего процесса и параметры ТРДФ	92
Резюме	96
Контрольные вопросы.....	97
Глава 4. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА УЗЛОВ ВРД	99
4.1. Задачи управления ТРД и ТРДФ. Понятие о программах управления	100

4.2. Совместная работа турбины и выходного сопла.....	102
4.3. Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины одновальных ТРД и ТРДФ	105
4.4. Особенности совместной работы узлов ТРДФ на форсированных режимах	116
Резюме	124
Контрольные вопросы.....	125
Глава 5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ.....	127
5.1. Понятие о термогазодинамическом расчете.....	127
5.2. Характеристики ТРД и ТРДФ	130
5.3. Дроссельные характеристики.....	132
5.4. Скоростные характеристики	135
5.5. Высотные характеристики.....	139
Резюме	140
Контрольные вопросы.....	141
Глава 6. ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГТД.....	142
6.1. Этапы и процедуры проектирования.....	142
6.2. Проблемы выбора рациональных значений параметров рабочего процесса.....	143
6.3. Методы оценки массы и стоимости ГТД на этапе выбора параметров рабочего процесса.....	154
6.4. Оптимизация параметров рабочего процесса авиационных ГТД в условиях неполной определенности проектных данных	166
6.5. Отыскание гарантируемой области компромиссов при выборе параметров ГТД.....	168
6.6. Определение наилучших решений внутри области компромиссов ..	172
Резюме	174
Контрольные вопросы.....	175
Глава 7. ОСНОВЫ ТЕОРИИ ГИБРИДНЫХ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК	177
7.1. Концепции гибридных и электрических силовых установок	177
7.2. Ключевые технологии, необходимые для создания гибридных и электрических силовых установок	185
7.3 Демонстратор гибридной СУ	195
Резюме	201
Контрольные вопросы.....	202

Глава 8. ВЕДУЩИЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНЫЕ ФИРМЫ	204
8.1. ROLLS ROYCE GROUP PLC (ВЕЛИКОБРИТАНИЯ)	204
8.2. SNECMA (ФРАНЦИЯ)	207
8.3. SAFRAN TURBOMECA (ФРАНЦИЯ).....	207
8.4. MICROTURBO (ФРАНЦИЯ)	208
8.5. MTU AERO ENGINES (ГЕРМАНИЯ).....	209
8.6. PRATT & WHITNEY (США)	212
8.7. PRATT & WHITNEY (КАНАДА)	214
8.8. GENERAL ELECTRIC (США).....	215
8.9. LYCOMING (США)	218
8.10. GARRETT AIRESEARCH (США)	218
8.11. ALLISON (США).....	221
8.12. WILLIAMS INTERNATIONAL (США)	221
8.13. TELEDYNE CAE (США).....	223
8.14. MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES (ЯПОНИЯ)	224
Резюме	226
Контрольные вопросы.....	227
Глава 9. ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ПРЕДПРИЯТИЯ, РАЗРАБАТЫВАЮЩИЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД.....	229
9.1. ПАО «ОДК-АВИАДВИГАТЕЛЬ»	229
9.2. ПАО «ОДК-КУЗНЕЦОВ»	230
9.3. ПАО «ОДК-САТУРН».....	232
9.4. ОАО «СОЮЗ» (АВИАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС)	236
9.5. ОАО «ОМСКОЕ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО (ОМКБ)»	237
9.6. ФГУП «ЗАВОД имени В.Я. КЛИМОВА»	238
9.7. ПАО «НПП “АЭРОСИЛА”»	240
9.8. ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ЗАПОРОЖСКОЕ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО “ПРОГРЕСС” имени академика А.Г.ИВЧЕНКО» (УКРАИНА).....	242
9.9. НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР «ИНСТИТУТ ИМЕНИ Н. Е. ЖУКОВСКОГО» (ФГБУ «НИЦ “ИНСТИТУТ имени Н.Е. ЖУКОВСКОГО”»).....	245
9.10. ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННОГО МОТОРОСТРОЕНИЯ имени П.И. БАРАНОВА (ЦИАМ)»	247

9.11. ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ имени профессора Н.Е. ЖУКОВСКОГО (ЦАГИ)»	248
9.12. НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ (НИАТ)	250
9.13. ВСЕРОССИЙСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ	252
9.14. ВСЕРОССИЙСКИЙ ИНСТИТУТ ЛЕГКИХ СПЛАВОВ (ВИЛС) ...	253
9.15. НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ ТЕХНОЛОГИИ И ОРГАНИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ	255
9.16. ОБЪЕДИНЕННАЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНАЯ КОРПОРАЦИЯ	256
Резюме	259
Контрольные вопросы	260
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	262
ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ	265

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

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

-
- \tilde{T} – средняя наработка двигателя на съем 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;
 $\mathbb{Ц}$ – 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 давления заторможенного потока;
 τ – назначенный ресурс ГТД, ч;
 φ_{c} – коэффициент скорости реактивного сопла (выходного устройства);
 π_{c} – располагаемая степень понижения давления в выходном устройстве ГТД.

Индексы

- $_{\text{в}}$ – воздух, вентилятор, винт, вал, сечение перед компрессором;
 $_{\text{вх}}$ – относящийся к входу;
 $_{\text{взл}}$ – взлетный;

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;
<i>S</i>	— изоэнтропический;
р	— расчетный;
рес	— ресурс;
рс	— реактивная струя;

- с – сопло, сечение на выходе из сопла (выходного устройства);
- сл – служебная нагрузка;
- см – камера смешения;
- ст – ступени;
- ср – средний;
- су – силовая установка;
- т – турбина, сечение за турбиной;
- т.св – свободная турбина;
- ф, ф.к – форсажная камера;
- m* – топливо;
- mc* – топливная система;
- уд – удельный;
- ут – утечки;
- ч – часовой;
- э – эквивалентный;
- opt – оптимальный;
- эксп – эксплуатационный;
- e* – эффективный;
- Σ – суммарный;
- * – параметры заторможенного потока.

Сокращенные наименования

- АД – авиационный двигатель;
- ВСХ – высотно-скоростная характеристика;
- ВПП – взлетно-посадочная полоса;
- ДПС – дозвуковой пассажирский (транспортный) самолет;
(ДТС)
- 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;
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. Степкина, продолжены Н.В. Иноzemцевым 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. Шмятенко 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 двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД).

Однако все эти фундаментальные учебники не в полной мере, главным образом по объему учебной информации, отвечают учебному курсу, предназначенному для студентов, обучающихся по профилям «Конструкторско-технологическое обеспечение машиностроительных производств», «Инновационные технологии в ракетном двигателестроении», «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», «Самолето- и вертолетостроение». В определенной мере предлагаемый учебник предназначен именно для этой категории обучающихся.

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 И.М. Горюнову) и главному конструктору ракетных двигателей ПАО «Кузнецов», доктору технических наук, профессору В.П. Данильченко 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. Степкиным¹ 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 внесли Ф. Уиттл⁴ и доктор А.А. Гриффит.

А.А. Гриффит (1893–1963) – ученый, один из первых, кто разработал теоретическую основу реактивного двигателя, использованную при создании первого в Великобритании турбореактивного двигателя с осевым многоступенчатым компрессором (Метрополитен-Виккерс F.2), который впервые был успешно запущен в 1941 г.

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 (Junkers Motoren (JUMO)), а также фирма

¹ Степкин 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 аэродинамике, динамике и устойчивости полета летательных аппаратов. Золотая медаль им. М. В. Ломоносова АН СССР (1976).

⁴ Уиттл Фрэнк (Whittle Frank) (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.

Хейнкель. Первый в мире самолет He-178 с турбореактивным двигателем HeS-3, конструкции Ганса фон Охайна совершил успешный полет в августе 1939 г.

В США работы по газотурбинным двигателям вначале осуществлялись самолетостроительными фирмами Локхид, Боинг, Вестингаус. Во время Второй мировой войны после ознакомления с английскими разработками в США фирмами «Пратт-Уитни» (Pratt & Whitney) и «Дженерал электрик» (General Electric (GE) стали производиться лицензионные английские двигатели. В последующие годы эти компании стали создавать собственные двигатели.

В нашей стране предвоенные работы по газотурбинным двигателям были перестановлены и во время войны не велись. Поэтому после окончания войны была определена программа преодоления образовавшегося 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 (Nene) 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. Добринина⁹ 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 Добринин 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., в Куйбышевском (Самарском) ОКБ Н.Д. Кузнецова для самолета Ту-95 – основы стратегической авиации страны, был создан НК-12 – самый мощный (15000 л.с.) турбовинтовой двигатель в мире, 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.

Анализ изменения основных параметров газотурбинных двигателей по годам их создания позволяет сделать вывод, что газотурбинные двигатели, использующие углеводородное топливо, как тепловая машина приближаются к своим предельным возможностям, например, температура при сгорании смеси керосина и воздуха имеет предельное значение 2700 К.

Кроме этого, постоянно ужесточаются экологические нормы. Поэтому перспективным топливом для авиационных газотурбинных двигателей может являться жидкий водород, обладающий помимо высоких энергетических и экологических свойств хладоресурсом, что особенно актуально для высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов и воздушно-космических самолетов. Первый в мире полет экспериментального самолета Ту-155 с двигателем НК-88, работающим на жидком водороде, был осуществлен в 1988 г.

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 ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТИПАХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

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.

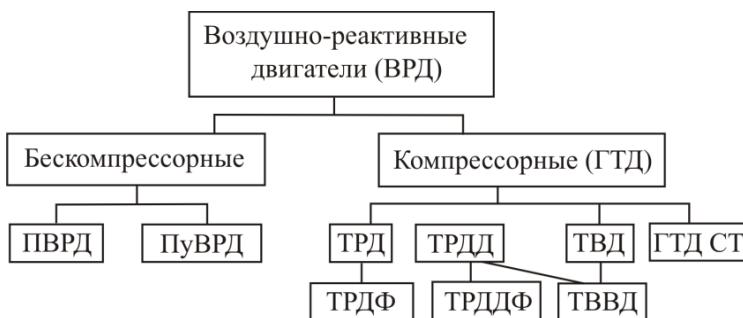


Рис. 1.1. Классификация авиационных ВРД

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. Она также может быть получена посредством непрямой 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 сравняться или даже превысить степень повышения давления в компрессоре.

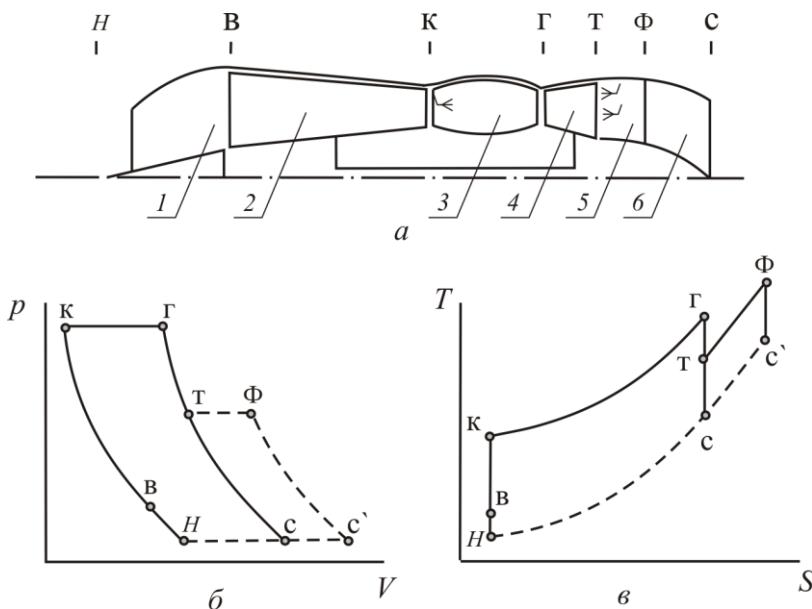


Рис. 1.2. *а* – Упрощенная схема ТРД; термодинамический цикл ТРД:
б – в координатах p - V , *в* – в координатах T - S

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

так называемый вторичный холодный воздух, в результате получаем температуру T_g (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;

$k-g$ – изобарический подвод тепла в основной КС;

$g-c$ – 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 ($\phi-c$) ТРДФ отличается от ТРД наличием форсажной камеры между турбиной и реактивным

¹¹ При ее наличии в составе двигателя.

соплом. В эту камеру подается дополнительное количество горючего через 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 *двуухконтурный турбореактивный двигатель ТРДД* (рис. 1.3) и его вариант с форсажной камерой ТРДДФ (рис. 1.4).

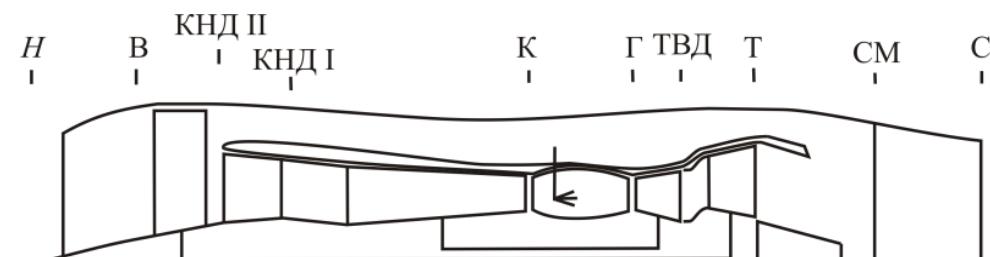


Рис. 1.3. Схема двухвального ТРДД со смешением

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 , представляющей собой отношение расхода воздуха, проходящего через внешний контур $G_{вн}$, к расходу воздуха через внутренний контур $G_{вт}$.

Находят применение *двуухконтурные 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.

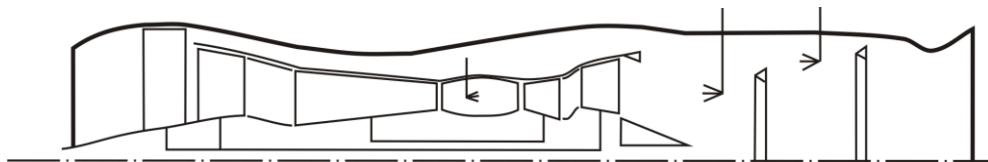


Рис. 1.4. Схема ТРДДФ

Весьма распространенным двигателем является *турбовинтовой ТВД*, схема которого показана на рис. 1.5.

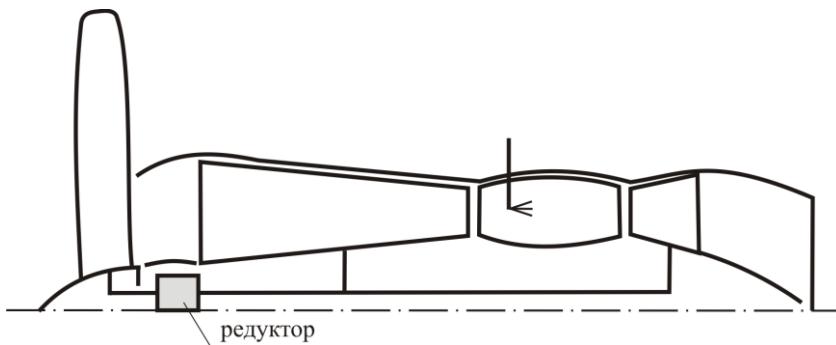


Рис. 1.5. Схема классического ТВД

В нем потенциальная энергия газов расходуется на расширение в турбине (85...90%) и расширение в выходном устройстве (10...15%). Работа турбины при этом используется на привод компрессора и воздушного винта. ТВД является наиболее эффективной силовой установкой как движитель ввиду малых потерь кинетической энергии выхлопной струи.

Газотурбинный двигатель со свободной турбиной изображен на рис.1.6. В нем вся избыточная энергия (после получения работы турбины для привода компрессора) идет на создание работы свободной турбины, работающей на потребителя. Как правило, ГТД СТ в авиации используются для привода несущего винта вертолета, а также в качестве вспомогательных га-

зотурбинных двигателей для запуска маршевых двигателей ЛА, энергоснабжения систем, кондиционирования салонов и кабины летчиков и т.д.

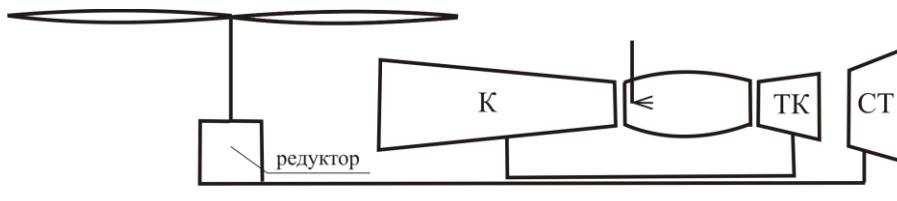


Рис. 1.6. Схема вертолетного ГТД СТ

ТВД и ГТД СТ в целом аналогичны по рабочему процессу ТРДД, а различие заключается в том, что в ТРДД вся избыточная мощность турбины затрачивается на привод вентилятора, а в ТВД и ГТД СТ – на привод соответственно воздушного винта самолета и несущей системы вертолета. Кроме того, область применения ТВД ограничивается региональной авиацией, поскольку при $V_n \geq 650 \dots 700$ км/ч значительно увеличиваются потери тяги.

При больших скоростях полета повышение давления за счет динамического сжатия может быть достаточно большим, так что компрессор, а следовательно и турбина, уже не требуются. Наиболее простым типом бескомпрессорных ВРД является **прямоточный двигатель** (ПВРД), в котором реализуются процессы сжатия воздуха в воздухозаборнике 1, подвод тепла в камере сгорания 2 при постоянном давлении и отвод продуктов сгорания через реактивное сопло 3 (рис. 1.7). На рис. 1.7а изображена схема дозвукового ПВРД, а на рис. 1.7б – сверхзвукового (СПВРД), отличающегося формой каналов воздухозаборника и сопла.

В особый класс выделяют ГПВРД, использующиеся при гиперзвуковых скоростях полета $M \geq 6$. В отличие от СПВРД со сгоранием в дозвуковом потоке в ГПВРД воздух тормозится до скорости, превышающей скорость звука.

Главным недостатком всех типов ПВРД является невозможность автономного старта ЛА, оснащенного таким двигателем.

Пульсирующие ВРД (ПуВРД) в отличие от ПВРД, снабжены специальными клапанами, которые в период сгорания топлива отделяют камеру сгорания от входной части, поэтому процесс сгорания имеет прерывистый (пульсирующий) характер. Таким образом, процесс горения протекает в постоянном объеме, а давление горючей смеси скачкообразно возрастает.

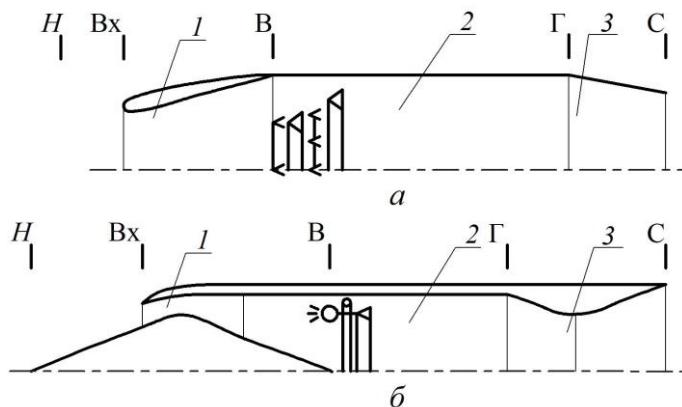


Рис. 1.7. Схемы прямоточных ВРД:
а – дозвуковой ПВРД; б – сверхзвуковой ПВРД

ПуВРД могут развивать тягу в стартовых условиях, но обладают очень низкой топливной эффективностью, вследствие чего в настоящее время применяются только в авиамоделизме.

Примерные области применения различных ВРД в так называемом «коридоре» полета по скорости и высоте показаны на рис. 1.8.

1.2. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ КОНЦЕПЦИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

1.2.1. Основные направления развития двигателестроения в XXI веке

История существования авиационных ГТД насчитывает немногим более 70 лет. В результате научно-технического прогресса за это время авиационные ГТД достигли наивысшего в сравнении с продукцией общего машиностроения уровня показателей [17]:

- термодинамического совершенства;
- аэродинамической нагруженности лопаточных машин (компрессоров, турбин);
- теплонапряженности и экологического совершенства камер сгорания;
- максимальной температуры газа в турбине;
- эффективности охлаждения и теплозащиты горячей части;

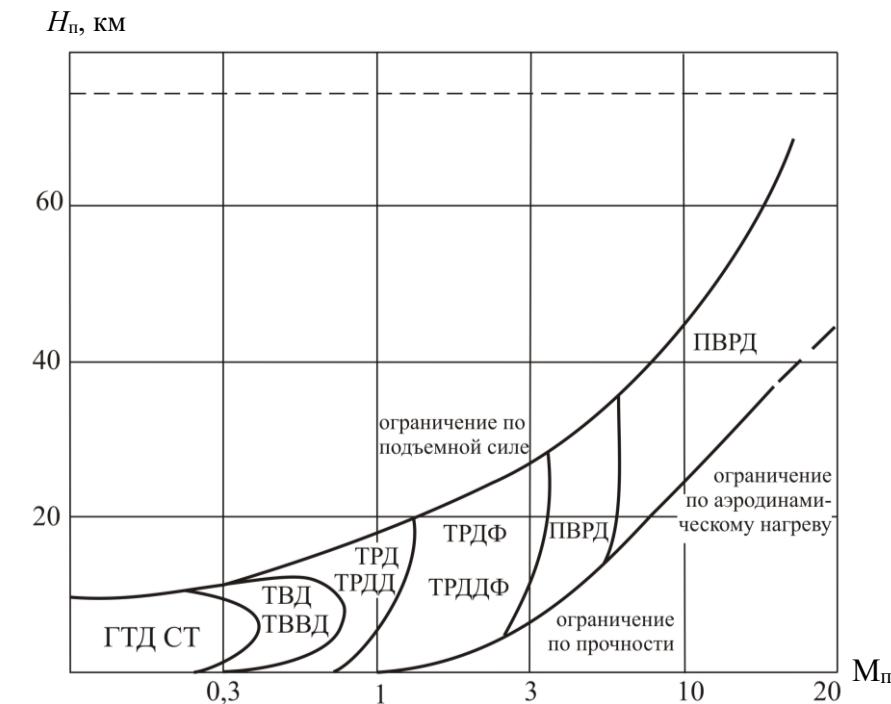


Рис. 1.8. Области применения ВРД

- удельного веса;
- многорежимности работы;
- применения высокоэффективных конструктивно-технологических решений.

Кроме того, современные ГТД имеют ряд других особенностей:

- применение новых металлических и неметаллических конструкционных материалов;
- применение альтернативных (в том числе криогенных) топлив;
- высокоэффективный малошумный вентилятор с лопатками рабочего колеса и корпусом из композиционного материала;
- малоступенчатый компрессор низкого давления с регулируемыми лопатками входного направляющего аппарата (высоконагруженный и высокооборотный для ТРДД с редукторным приводом вентилятора);
- высоконагруженный компрессор высокого давления с развитой механизацией проточной части, управлением течением и системой активного управления радиальных зазоров;

- высокотемпературная турбина высокого давления с лопатками соплового аппарата и рабочего колеса из монокристаллического или керамического композиционного материала с системой активного управления радиальных зазоров и эффективным теплообменником в системе охлаждения лопаток турбины;
- турбина низкого давления с неохлаждаемыми лопатками соплового аппарата и рабочего колеса из керамического композиционного материала и системой активного управления радиальных зазоров;
- планетарный редуктор мощностью 30...60 МВт с передаточным отношением $i_p = 2,5...3,5$;
- регулируемое сопло наружного контура;
- система автоматического управления (САУ) на основе алгоритмов, оптимизирующих режимы работы двигателя, исходя из его текущего технического состояния;
- системы сбора диагностической информации (как в полете, так и на земле) для динамического управления ресурсом и оптимизации процедур осмотра и технического обслуживания;
- новые конструкционные материалы и покрытия.

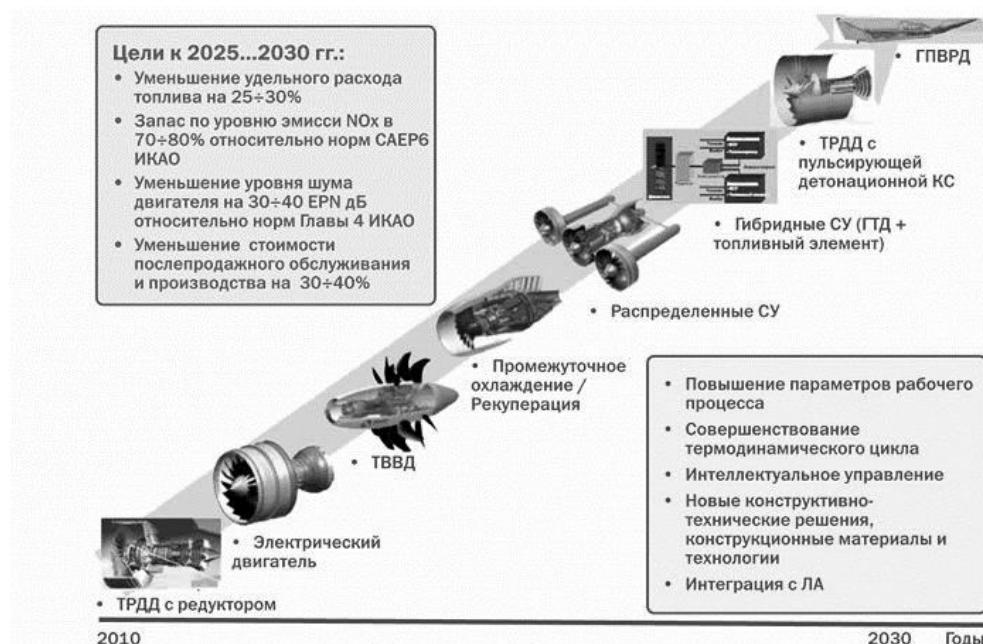


Рис 1.9. Авиационные двигатели 2015-2030 гг.

Таким образом, основные направления повышения эффективности ТРДД связаны с конструкционными, технологическими и эксплуатационными улучшениями, и в меньшей степени – с совершенствованием их рабочего процесса, поскольку к настоящему времени теория и методы расчета двигателей традиционных схем глубоко проработаны, позволяют учитывать влияние вязкости и нестационарности течения рабочего тела в проточной части двигателя.

Турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД) – это двигатель, по характеру рабочего процесса занимающий промежуточное положение между ТВД и ТРДД. ТВВД оснащается одним или двумя винтовентиляторами, которые одновременно нагнетают воздух в первый контур и создает дополнительную тягу, аналогично винту ТВД. Но в отличие от винта винтовентилятор может нагнетать значительную часть воздуха в укороченный наружный контур (капот), выполняя функции вентилятора. Специальное профилирование винтовентилятора и меньший диаметр, чем у винта, позволяет уменьшить сопротивление от набегающего потока, а следовательно – применять силовую установку с ТВВД на магистральных ЛА вплоть до $M = 0,8 \dots 0,85$, имея уровень топливной эффективности практически на уровне классического ТВД.

Существуют схемы ТВВД с открытым винтовентилятором и закрытым (рис. 1.10).

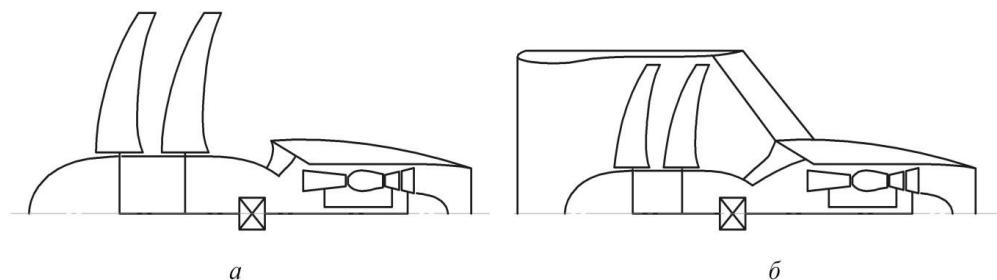


Рис 1.10. Схема ТВВД

а – открытая; б – закрытая

Главным недостатком ТВВД является повышенный, по сравнению с ТРДД, уровень шума.

Основными критическими технологиями для ТВВД являются:

- высокоэффективный при числах $M = 0,75 \dots 0,80$ биротативный винтовентилятор с низким уровнем шума, лопатками из полимерного композиционного материала и механизмом изменения шага;

- высокотемпературный дифференциально-планетарный редуктор с эффективной системой охлаждения;
- вращающееся сопло и центральное тело;
- новые конструкционные материалы и покрытия.

Двигатели с изменяемым рабочим процессом (ДИП) отличаются от ТРДД обычных схем с регулируемыми отдельными элементами тем, что представляют собой органическое сочетание газодинамически связанных между собой различных по схеме и параметрам ГТД, которые могут быть разобщены при изменении режима полета отключающими устройствами. Такие двигатели иногда называют ГТД с изменяемой степенью двухконтурности, которая может варьироваться в широких пределах. ДИП могут оказаться экономичнее ТРДДФ при взлете, на дозвуковых скоростях полета без использования форсажной камеры сгорания и на сверхзвуковых скоростях, также они имеют низкий уровень шума при взлете и наборе высоты.

На рис. 1.11 показаны схемы ДИП, предложенные фирмой Роллс-Ройс. ДИП по схеме 1.11 a состоит из центрального ТРДД и размещенных вокруг него модулей – малоразмерных ТРД и ТРДФ. При дозвуковом крейсерском полете воздух из вентилятора 1 поступает как в проточную часть 2 внутреннего контура ТРДД или ТРДДФ, так и в промежуточные прямоточные каналы, обтекая выключенные ТРД(Ф). На сверхзвуковых скоростях полета включаются модули, в которые поступает воздух из вентилятора, и ДИП переходит на работу по схеме ТРД(Ф).

ДИП по схеме 1.11 b имеет дополнительную камеру сгорания 1 во внешнем контуре ТРДДФ, камеру смешения 3, установленную за первым каскадом турбины вентилятора 2, за которым располагается второй каскад турбины вентилятора 4, общий для обоих контуров, и общая форсажная камера сгорания 5. Изменение степени форсирования двигателя при заданных значениях М и Н путем изменения температуры газа в камере сгорания 1 внешнего контура и управления соплового аппарата турбины 4 соответствует изменению степени двухконтурности от $m = 0$ (режим ТРДФ) при полном теплоподводе внешнего контура до соответствующей ТРДД при выключенных камерах сгорания 1 и 5.

ДИП могут применяться на многорежимных дальнемагистральных сверхзвуковых самолетах новых поколений, однако высокий удельный вес и сложность конструкции тормозит распространение таких двигателей в эксплуатации.

Еще одним путем повышения эффективности ГТД разных схем является совершенствование рабочего цикла за счет применения *промежуточного охлаждения и регенерации*.

Использование части теплоты выхлопных газов для подогрева сжатого воздуха перед его поступлением в камеру сгорания приводит к заметному уменьшению расхода топлива за счет уменьшения потерь тепла во внешнюю среду вследствие снижения температуры уходящих газов. Принципиальная схема и термодинамический цикл ТРД с регенерацией показан на рис. 1.12.

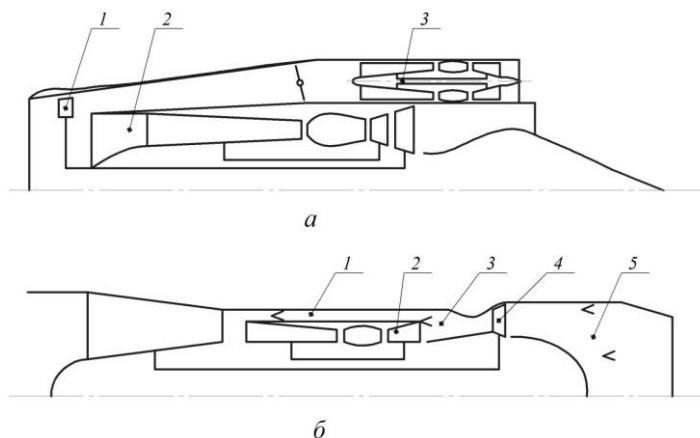


Рис 1.11. Схемы ДИП

а – с отдельными модулями; б – с камерой сгорания во внешнем контуре и общей турбиной вентилятора

Воздух из атмосферы поступает в компрессор 1, затем направляется в регенератор 4, где нагревается газами, уходящими из турбины 3. Затем воздух поступает в камеру сгорания 2, где образуется топливовоздушная смесь. Мощность турбины сообщается компрессору 1.

Использование уходящей теплоты в цикле характеризуется степенью регенерации η_p . Степенью регенерации η_p называется отношение теплоты полученной воздухом в регенераторе, к той максимальной теплоте, которую он мог бы получить, будучи нагретым до температуры газов, выходящих из турбины.

$$\eta_p = (T_p^* - T_k^*) / (T_t^* - T_k^*),$$

где T_k^* – температура воздуха на выходе из компрессора;

T_p^* – температура газов на выходе из регенератора;

T_t^* – температура газов на выходе из турбины.

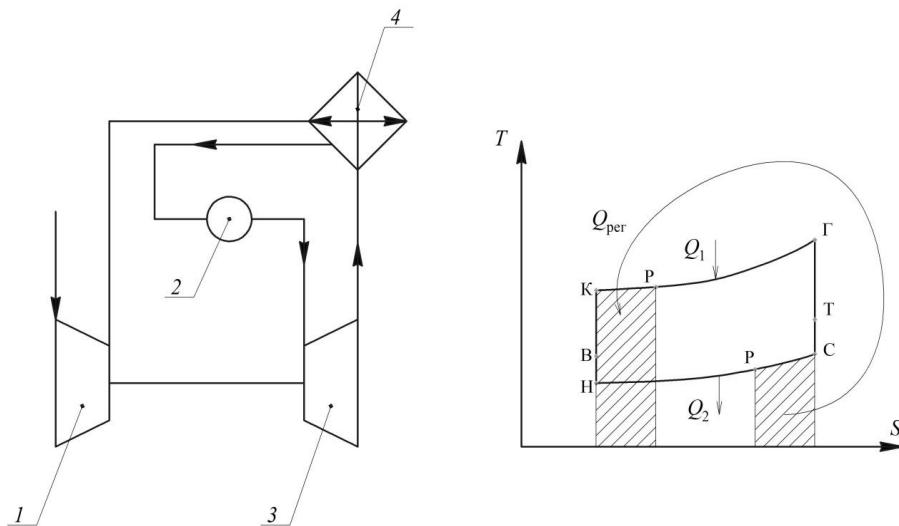


Рис 1.12. Схема ТРД с регенерацией:
1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – турбина; 4 – регенератор

В многовальных двигателях, особенно в ТРДД и ГТД СТ, полезная работа цикла может быть увеличена путем осуществления процесса повышения давления в двух компрессорах с охлаждением воздуха между ними. В данном случае компрессорная часть разделена на компрессор низкого давления 1 и компрессор высокого давления 2, между которыми установлен промежуточный воздухоохладитель 8 (рис. 1.13).

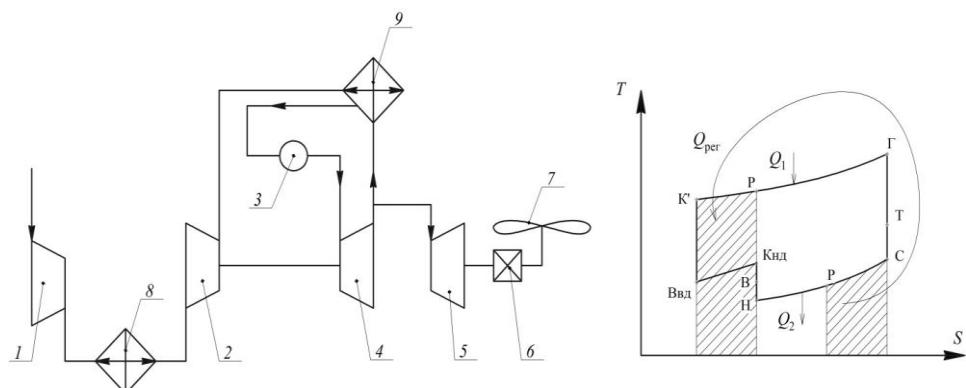


Рис 1.13. Схема ГТД СТ с регенерацией и охлаждением:
1 – компрессор низкого давления; 2 – компрессор высокого давления;
3 – камера сгорания; 4 – турбина компрессора; 5 – свободная турбина;
6 – редуктор; 7 – несущий винт; 8 – промежуточный охладитель;
9 – регенератор

Использование в данном цикле промежуточного охлаждения и регенерации позволяет увеличить КПД за счет снижения расхода топлива и снижения затрат мощности на повышение давления воздуха в компрессоре 2.

Регенерация и промежуточное охлаждение широко применяется в наземных газотурбинных установках, но в авиации возможности ее применения на данный момент очень ограничены ввиду больших масс и габаритов теплообменников.

Инновационным направлением совершенствования силовых установок является применение концепции *распределенной силовой установки* (РСУ). В РСУ (рис. 1.14) от одного газогенератора приводится во вращение несколько вентиляторов при помощи механической, газодинамической или электрической связи. В этом случае удается получить очень высокие значения степени двухконтурности $m > 15$ при относительно небольших габаритных размерах двигательных модулей и тем самым удовлетворить требования уменьшения затрат топлива, эмиссии вредных веществ и уровня шума. Двигательные модули могут располагаться либо над крылом ЛА, либо быть утоплены в фюзеляж и работать на воздухе из пограничного слоя, отсасываемого с поверхности фюзеляжа. Как следствие, выравнивание профиля скорости за ЛА существенно снижает индуктивное сопротивление и, соответственно, повышает топливную эффективность ГТД.

Кроме того, рассматриваются схемы силовых установок, в которых может быть множество малоразмерных газогенераторов, либо множество двигателей (сопел и вентиляторов), превосходящее количество газогенераторов.

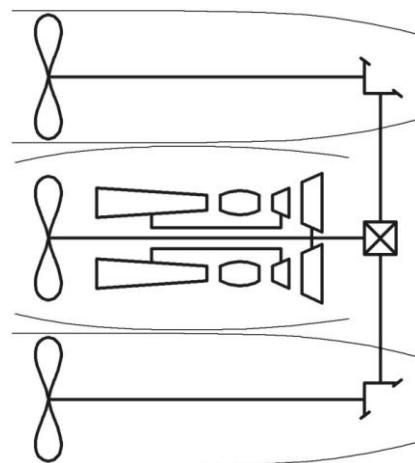


Рис 1.14. Схема РСУ с винтовыми двигателями

Одним из главных направлений совершенствования авиационной техники на сегодняшний момент является электрификация самолета, двигателя и их систем. Возможны следующие варианты **электрификации силовой установки**:

- «электрический» ГТД;
- гибридная силовая установка: создание тяги тепловым двигателем (поршневой, ГТД) совместно с электроприводными устройствами;
- создание тяги электроприводными винтами (питание от электрогенератора с приводом от ГТД);
- полностью электрическая силовая установка без теплового двигателя.

Ниже описаны основные тенденции развития электрических и гибридных силовых установок.

1.2.2. Тенденции развития гибридных и электрических силовых установок

В конце XX века экологические требования в гражданской авиации стали вторыми по значимости после безопасности полетов. С одной стороны, шум и эмиссия авиационных двигателей наносят непосредственный ущерб здоровью людей, находящихся вблизи аэропортов. С другой стороны, выбросы двуокиси углерода и окислов азота NO_x , которые составляют более 70% продуктов сгорания авиационного топлива, являются парниковыми газами и вносят свой вклад в глобальное потепление. Кроме этого, фактор загрязнения окружающей среды неизбежно будет рассматриваться в политической плоскости. Страны – ведущие разработчики и производители авиационной техники, добившиеся существенного снижения вредных выбросов, будут диктовать условия на мировом рынке для других государств.

Развитие пассажирских самолетов с реактивными двигателями идет по пути повышения значений параметров рабочего процесса, внедрения новых конструкционных материалов и технических решений и перехода к новой схеме двигателя, а также улучшения аэродинамических характеристик самолетов, что позволило уменьшить затраты топлива на пассажиро-километр более чем на 80%, и почти 50% снижения этого показателя достигнуто благодаря двигателю [19].

Улучшение показателей авиационных двигателей гражданского назначения происходит при постоянном ужесточении требований к снижению уровня шума и эмиссии вредных веществ.

Россия является членом Международной организации гражданской авиации (ИКАО) (ICAO – International Civil Aviation Organization), объединяющей 190 государств. Несмотря на то что экологические нормы ИКАО носят рекомендательный характер, они реализуются путем включения в национальные законодательные акты.

Членство в ИКАО требует соблюдения нашей страной положений документа «Международные стандарты и рекомендуемая практика», который является приложением к Конвенции о международной гражданской авиации. В этом документе представлены международные стандарты на эмиссию и шум авиационных двигателей, которые действуют с 1993 г.

ИКАО ввела качественно новый подход к экологическим характеристикам воздушных судов (ВС), при котором еще на стадии формирования концепции создаваемого ВС должны закладываться такие его характеристики, которые обеспечат наименьшее негативное воздействие на окружающую среду, пассажиров и экипаж. Использование данного подхода предусматривает детальную проработку вариантов применения создаваемого ВС, базу данных полетов, зоны негативного влияния ВС вблизи аэропортов, а также воздействие на климат на режимах крейсерского полета.

«Точка» особого контроля ИКАО – экологическая обстановка в районе аэропортов, зоны непосредственного воздействия шума при взлете и посадке самолетов. Здесь введены жесткие требования в части шума и эмиссии вредных веществ от авиационных двигателей: несгоревших углеводородов, оксида углерода, оксидов азота (NOx) и дыма. Введен запрет также на преднамеренный выброс топлива в атмосферу после останова двигателя.

В 2019 г. действующие нормы по выбросу в атмосферу вредных веществ были дополнены требованием ИКАО по ограничению эмиссии нелетучих твердых частиц. Это дополнение вступило в силу с 2020 года для производимых и вступит с 2023 года для новых двигателей. Кроме того, разработан и введен в действие с 2020 года новый международный стандарт на ограничение эмиссии углекислого газа (CO₂), источником которого являются авиадвигатели.

После 2023 года ИКАО планирует введение норм на эмиссию NOx в полете на уровне 5...10 г/кг (в граммах на килограмм сгоревшего топлива). Вместо существующих 10...16 г/кг.

Последний регламент «Система компенсации и сокращения выбросов углерода для международной авиации (CORSIA)» уже одобрен ИКАО. В документе предлагается ввести в действие новый международный стандарт

по глобальной системе рыночных мер в качестве механизма снижения эмиссии углерода каждой страной. Другими словами, за превышение выделенных квот на выбросы вредных веществ в атмосферу авиаперевозчикам придется платить дополнительный сбор. Эксперты считают, что компенсационная схема CORSIA – это попытка возложить дополнительное и неоправданное финансовое бремя на гражданскую авиацию, которое только помешает ее устойчивому развитию.

Тем не менее, пилотный экспериментальный проект уже запущен в добровольном режиме в 2019 году, а с 2027 года участвовать в программе должны будут авиакомпании всех государств-членов организации.

Поэтому в разрабатываемых в настоящее время двигателях должны применяться такие технические решения и технологии, которые позволяют удовлетворить новым требованиям ИКАО, планируемых к принятию в 2020...2030 гг.

Учитывая рекомендации ИКАО и результаты исследований, для перспективных образцов авиационной техники разработаны целевые индикаторы, определяющие улучшение ее характеристик по временному фактору (рисунок 1.15).

	ACARE ¹⁾		NASA ²⁾	
	Vision 2020 2020 г.	FlightPath 2050 2050 г.	N+2 2025...2035 гг.	N+3 После 2035 г.
Снижение шума	50%	65%	32÷42 дБ	42÷52 дБ
Снижение затрат топлива, %	50	75	50÷60	60÷80
Запас по эмиссии NO _x (цикл «взлет-посадка»), %	80	90	80	>80

Рис. 1.15. Основные целевые индикаторы для перспективной авиационной техники:

¹⁾ снижение шума относительно Главы 3 ИКАО, затрат топлива – относительно самолета 2000 г., запас по эмиссии NO_x – относительно CAEP/2 ИКАО;

²⁾ снижение шума относительно Главы 4 ИКАО, затрат топлива – относительно самолета B777-200 с ТРДД GE90 для N+2 и самолета B737-800 с ТРДД CFM56-7B26 для N+3, запас по эмиссии NO_x – относительно CAEP/6 ИКАО

Как видно из рисунка 1.15, наиболее жесткие целевые индикаторы установлены NASA¹². Так, в соответствии с ними новые пассажирские дозвуковые самолеты с перспективными двигателями в 2030-е годы должны обеспечить уменьшение:

- затрат топлива не менее чем на 60% относительно двигателя 2010 г.;
- шума не менее чем на 52 ЕРНдБ относительно требований Главы 4 ИКАО;
- эмиссии NOx по циклу “взлет – посадка” не менее чем на 80% относительно требований САЕР/6 ИКАО.

Достижение заданных индикаторов требует решение ряда сложных задач и разработки перспективных технологий и может быть реализовано только при комплексном подходе путем улучшения на 20-25 % характеристик двигателя, на 20-25 % весовых и аэродинамических характеристик самолета и на ~10-20 % – совершенствования системы управления воздушным движением (рисунок 1.16).

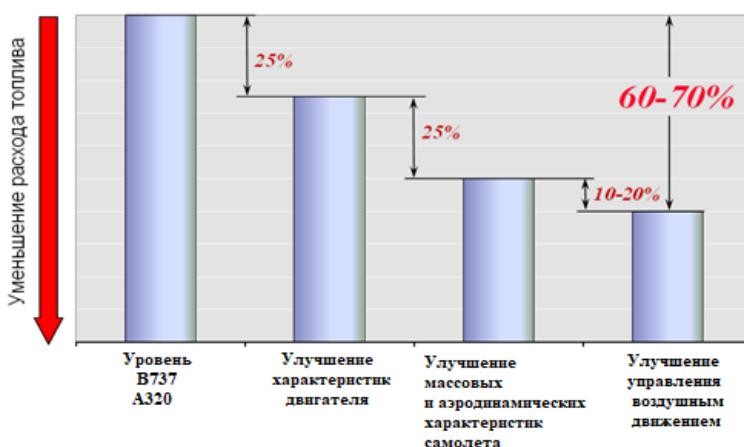


Рис. 1.16. Вклад двигателя, самолета и управления воздушным движением в уменьшение удельного расхода топлива к 2025-2030 гг.

В последние годы в мировом авиадвигателестроении (и авиастроении в целом) большие надежды в отношении радикального улучшения комплекса основных показателей совершенства силовых установок летательных аппара-

¹² NASA – ведомство, относящееся к федеральному правительству США и подчиняющееся непосредственно Президенту США. Осуществляет гражданскую космическую программу страны, а также научные исследования воздушного и космического пространств и научно-технологические исследования в области авиации, воздухоплавания и космонавтики.

тов возлагаются на применение принципиально новых технологий, прежде всего, на широкую электрификацию СУ и других систем самолета («электрический» самолет), а также на применение на основе традиционных тепловых двигателей (ГТД, ПД), электрических машин и электрохимических источников электрической энергии гибридных силовых установок, включая маршевые и бортовые вспомогательные. Форсирование работ в данной области стимулируется в значительной степени объявленными NASA и ACARE целевыми показателями для пассажирских самолетов, существенно превосходящими уровни, достижимые в результате экстенсивного развития традиционных технологий авиастроения путем повышения значений параметров рабочего процесса, КПД узлов и др.

Исследования по практическому созданию гибридных и электрических авиационных силовых установок, призванных обеспечить основной вклад в улучшение характеристик перспективных самолетов, в последние полтора десятилетия интенсивно развиваются как за рубежом, так и в России.

Несмотря на то, что газотурбинные двигатели еще не исчерпали свои ресурсы по улучшению характеристик, для удовлетворения целевым индикаторам, разработанным NASA и ACARE, для авиационной техники 2030...2050 гг. целесообразен переход к электрической и гибридной СУ.

Для эффективной электрической СУ (ЭСУ) необходима разработка электрического оборудования (электрические машины, накопители и преобразователи электрической энергии, бортовые электросети под высокие мощности и т.д.), массовая эффективность которого значительно снижается с ростом потребной мощности (за исключением сверхпроводящего электрооборудования). При этом следует иметь ввиду, что хранение энергии в виде топлива пока на порядки более эффективно, чем любые существующие сегодня другие системы хранения электрической энергии (аккумуляторные батареи, топливные элементы и т.д.). Поэтому легкие и сверхлегкие летательные аппараты с полностью электрической СУ на сегодняшний день хотя и существуют, но имеют крайне ограниченную продолжительность полета. Гибридная СУ, предполагающая генерацию электроэнергии на борту посредством теплового двигателя (поршневого или газотурбинного), позволяет обойти данное ограничение и является наиболее перспективной в настоящее время для легких летательных аппаратов с числом пассажиров не более 19 чел., а в недалеком будущем и для региональной и магистральной авиации.

В гибридных СУ (ГСУ) различные источники энергии и устройства ее преобразования объединены так, чтобы достичь лучшей общей производи-

тельности, чем та, которая была бы доступна отдельным подсистемам. В них источниками электроэнергии являются аккумуляторные батареи и/или топливные элементы и топливо для ГТД. Силовыми преобразователями являются электрогенераторы, электромоторы и ГТД. Другие компоненты, которые могут быть использованы в ГСУ, – это механические трансмиссии и системы управления и распределения энергии (СУРЭ), объединяющие все электрические компоненты, необходимые для передачи и безопасного использования электроэнергии (кабели, инверторы, выпрямители, трансформаторы, выключатели и т.д.) [26, 28].

Из-за множества источников энергии, которые могут быть применены в ГСУ, количество их вариантов существенно больше, чем в обычной СУ.

На рис. 1.17 показано пространство для классификации ГСУ. Прямая, пересекающая график по диагонали, разделяет пространство в возможную и невозможную области. Невозможная область существует, так как не имеет смысла хранить больше энергии, чем та, которая необходима электромоторам (за исключением обязательных резервов для критических условий).



Рис. 1.17. Степень гибридизации ГСУ по мощности и энергии

Граничная линия не будет линейной, так как наклон изменяется в зависимости от схемы ГСУ и назначения самолета. Кроме того, наклон может быть больше или меньше в зависимости от относительной эффективности подсистем. Например, если электрическая система имеет более высокую эффективность, чем обычная, наклон будет выше, так как меньше мощности необходимо для того же количества вырабатываемой электроэнергии.

Интересными точками на графике являются (0,0), (0,1) и (1,1). Первая точка определяет обычную СУ, в которой вся вырабатываемая энергия находится в топливе, а тяга полностью создается обычным ГТД. Вторая точка (0,1) определяет турбоэлектрическую СУ (ТэСУ), в которой вся вырабатываемая энергия находится в топливе, а турбина ГТД соединена с системой генератор-электромотор-двигатель, вырабатывающей 100% необходимой тяги. Последняя точка (1,1) определяет полностью электрическую СУ (ЭСУ), в которой электроэнергия вырабатывается аккумуляторной батареей, и вся тяга создается электроприводными двигателями.

Однако переход к *полностью электрической СУ* – путь долгий и требует разработки многих новых технологий. Принимая это во внимание, NASA предложила поэтапный (ступенчатый) подход при ее создании для летательных аппаратов различного назначения (рис. 1.18) [28].



Рис. 1.18. Подход NASA по созданию гибридных и электрических СУ для летательных аппаратов различного назначения

Кроме возможности существенного улучшения экологических характеристик применение электрических и гибридных силовых установок позволяет создавать летательные аппараты, имеющие принципиально новую архитектуру и возможности. В первую очередь речь идет о создании летательных аппаратов сверхкороткого и вертикального взлета и посадки. Это связано с тем, что применение электродвигателей и электрической энергии позволяет относительно легко разделять и складывать потоки энергии, устанавливать электрические приводы и источники энергии в различных частях летательного аппарата, разделять мощность на несколько приводов. На рис. 1.19...1.21 представлены летательные аппараты, обладающие уникальными возможностями. Их создание стало возможным только благодаря использованию электрических и гибридных силовых установок. Так мультироторные аппараты типа Hoversurf Scorpion (см. рис. 1.19) обладают всеми возможностями вертолета, но при этом являются более компактными. Экспериментальный самолет NASA Maxwell X-57 (см. рисунок 1.20) имеет распределенную силовую установку. За счет распределенного обдува крыла у этого самолета обеспечивается прирост аэродинамической подъемной силы и, как следствие, обеспечивается сверхкороткий взлет и посадка.



Рис. 1.19. Летающий мотоцикл Hoversurf Scorpion с полностью электрической силовой установкой



Рис. 1.20. Экспериментальный самолет сверхкороткого взлета и посадки с распределенной силовой установкой NASA Maxwell X-57

Некоторые из возможных схем перспективных дозвуковых самолетов с гибридной или электрической силовой установками показаны на рис. 1.21 [20, 21].



Рис. 1.21. Аэродинамические схемы пассажирских самолетов с гибридными и электрическими силовыми установками

1.2.3. Тенденции развития электрофикации ГТД

На современных самолетах для работы его различных систем используются три источника энергии – механическая, гидравлическая, пневматическая и электрическая. Наличие многочисленных гидравлических и пневматических коммуникаций приводит к снижению надежности систем, увеличению габаритов и массы агрегатов, усложнению и удорожанию обслуживания.

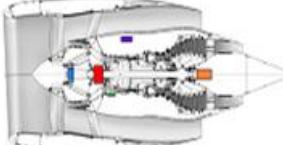
Улучшение этих показателей становится возможным при замене на самолете гидравлических и пневматических систем на электрические. Такой подход реализуется в перспективных разработках путем создания «полностью электрического» самолета и «электрического» ГТД (ЭГТД) для него. При этом предъявляются новые требования к построению электрической системы самолета: увеличивается потребление электроэнергии, для снижения массы электрических агрегатов и коммуникаций повышается напряжение бортовой сети до 270...540 В, на двигателе необходимо разместить электрогенератор повышенной мощности, обеспечить работу при изменяющейся частоте вращения вентилятора и др.

Концепция ЭГТД приведет к кардинальным изменениям многих узлов и систем: позволит отказаться от гидравлических насосов, устраниТЬ многоометровые трубопроводы для подвода энергоносителей, позволит осуществить электрический привод вентилятора и др. Внедрение «электрических» технологий на авиационных ГТД позволит улучшить тактико-технические

характеристики самолетов и их живучесть, уменьшить затраты на обслуживание.

ЭГТД может быть выполнен без отбора воздуха из компрессора и без механической коробки приводов агрегатов двигателя и самолета: гидравлических насосов, генераторов и др. В таблице 1.1 показаны основные отличия современного и полностью «электрического» ГТД

Таблица 1.1. Основные отличия современного и полностью «электрического» ГТД

Современный ГТД	«Электрический» ГТД
	
Коробка приводов агрегатов	Без коробки приводов
Отбор воздуха для самолетных нужд	Без отбора воздуха для ЛА
Воздушный запуск двигателя	Встроенный стартер-генератор
Механические подшипники с системой смазки	Магнитные подшипники
Привод насосов систем топливопитания и смазки от ротора высокого давления	Регулируемый электропривод насосов
Жесткая связь частот вращения насосов с роторами ГТД	Управление подачей топлива и масла изменением частоты вращения электропривода
Жесткая связь частот вращения вентилятора с ротором ГТД	Регулируемый электропривод вентилятора

Создание «электрического» ГТД – это в первую очередь создание его электрических систем: системы автоматического управления и топливопитания, а также системы смазки и системы запуска с помощью стартера-генератора, которые в этом случае становятся частью САУ в связи с необходимостью управления электроприводами насосов системы смазки и режимом работы стартера на запуске. Это положение не изменяется и в случае применения магнитного подвеса роторов ГТД, для работы которого также необходима система управления.

Использование регулируемого электропривода в топливной системе позволяет дозировать топливо в камеру сгорания без специального дозатора. Расход топлива в этом случае определяется частотой вращения насоса. Также

меняется и система подачи топлива. Необходимость в устройствах перепуска и дросселирования для согласования расхода топлива на выходе насоса с потребностями двигателя пропадает в связи с отсутствием жесткой связи между частотой вращения вала двигателя и ротора насоса.

При применении электропривода для перемещения направляющих аппаратов компрессора уменьшается число прецизионных золотниковых пар в агрегатах САУ, соединений в топливных магистралях, снижается пожароопасность, так как не используется керосин в силовых гидроцилиндрах, и исключается влияние работы привода на систему топливопитания.

Возможность более свободного размещения электроприводных агрегатов, кабелей и трубопроводов, помещение высокооборотных стартера-генератора и генератора внутри двигателя и исключение коробки приводов позволяет уменьшить габариты и массу двигателя.

Снижению массы «электрического» ГТД способствует использование для его запуска обратимой электрической машины – стартера-генератора, которая работает в режиме электродвигателя в процессе запуска, после завершения которого переходит на работу в режиме генератора. Стартер-генератор может встраиваться в конструкцию двигателя путем установки прямо на его роторе. Данный вариант открывает возможность создания ГТД без коробки приводов.

В системах авиационных ГТД целесообразно использовать вентильный электропривод с постоянными магнитами из редкоземельных элементов и микропроцессорной системой управления. Их надежность может быть обеспечена резервированием микроконтроллера и силовых ключей блока управления и использованием многофазных электродвигателей (4...6 фаз).

Переход от газотурбинного двигателя к полностью электрическому ГТД позволяет уменьшить затраты мощности на создание тяги на $\sim 40\%$, уровень шума и сократить практически до нуля эмиссию вредных веществ (рис. 1.21) [23].

Однако такой переход – долгий путь, требующий разработки новых технологий. Принимая это во внимание, NASA предлагает поэтапный подход к созданию электрического двигателя для ЛА различного назначения. Планируется, что для региональных самолетов вместимостью до 50 человек необходимое оборудование (электромоторы приемлемой массы мощностью 1...2 МВт) будет доступно в течение ближайших 10 лет, для 100-местных самолетов (электромоторы мощностью 2...5 МВт) – в течение 20 лет, а для самолетов класса B737/A320 (электромоторы мощностью 5...10 МВт) – в течение 30 лет.

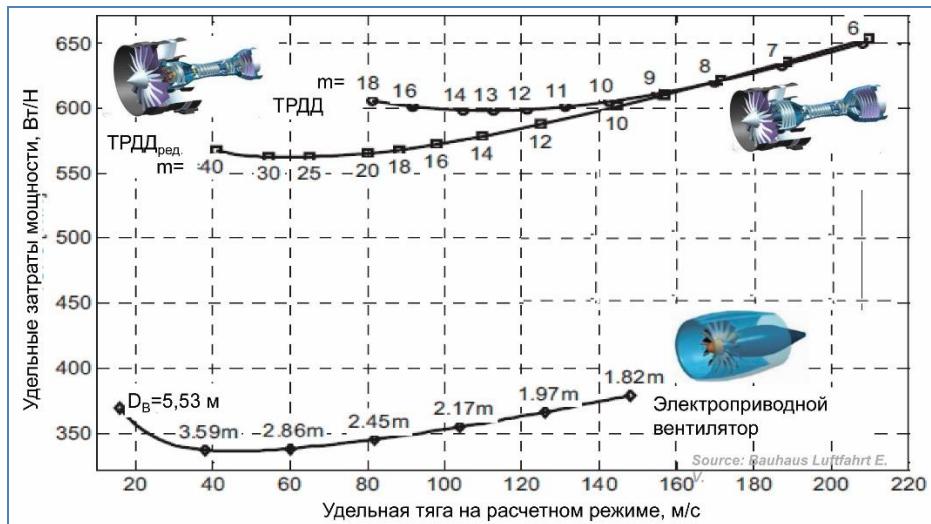


Рисунок 1.21. Изменение удельной мощности от удельной тяги для различных схем двигателей

Резюме

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

1. Воздушино-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. Совершенствование авиационных двигателей для дальнейшего улучшения их удельных показателей требует применения новых технических решений, таких как конструкционные, технологические и эксплуатационные улучшения турбореактивных двухконтурных двигателей ТРДД, применение турбовинтовентиляторных двигателей ТВВД, двигателей с изменяемым рабочим процессом ДИП, промежуточного охлаждения и регенерации, новых концепций распределенных и гибридных силовых установок.

7. Использование части теплоты выхлопных газов для подогрева сжатого воздуха перед его поступлением в камеру сгорания, т.е. регенерация, приводит к заметному уменьшению расхода топлива за счет уменьшения потерь тепла во внешнюю среду вследствие снижения температуры уходящих газов. В многовальных двигателях, особенно в ТРДД и ГТД СТ, полезная работа цикла может быть увеличена путем осуществления процесса повышения давления в двух компрессорах с охлаждением воздуха между ними. Регенерация и промежуточное охлаждение широко применяется в наземных газотурбинных установках, но в авиации возможности ее применения на данный момент очень ограничены ввиду больших масс и габаритов теплообменников.

8. Одним из главных направлений совершенствования авиационной техники на сегодняшний момент является электрификация самолета, двигателя и их систем. Возможны следующие варианты электрификации силовой установки: «электрический» ГТД, гибридная силовая установка (создание тяги тепловым двигателем совместно с электроприводными устрой-

ствами), создание тяги электроприводными винтами (питание от электрогенератора с приводом от ГТД), полностью электрическая силовая установка без теплового двигателя.

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 рабочего процесса 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. Инновационные схемы, позволяющие усовершенствовать рабочий процесс газотурбинных двигателей.
15. С чем связаны основные направления повышения эффективности ТРДД в настоящее время?
16. Основные схемы ТВВД, их достоинства и недостатки.
17. В чем смысл применения регенерации и промежуточного охлаждения в двигателе?
18. Концепция распределенной силовой установки.
19. Какие существуют варианты электрификации силовой установки?

Глава 2.

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ВРД

2.1. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ВРД

Входные устройства (ВУ) силовой установки с ВРД предназначаются 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 $M_{\infty} \geq 3,5 \pi_V = p_{\infty}^* / p_{\infty} \geq 60$, 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 управления.

2.1.1. Основные параметры ВУ

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

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

Если потери весьма малы и ими можно пренебречь, то принимают $\sigma_{\text{вх}} = 1$.

2. Коэффициент расхода $\Phi = \frac{F_{\text{н}}}{F_{\text{вх}}}$ представляет собой отношение действительного расхода воздуха через СУ к расходу воздуха, определенному по геометрической площади ВУ и параметрам невозмущенного потока (рис. 2.1).

3. Коэффициент внешнего лобового сопротивления ВУ

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

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

F – мидель входного устройства.

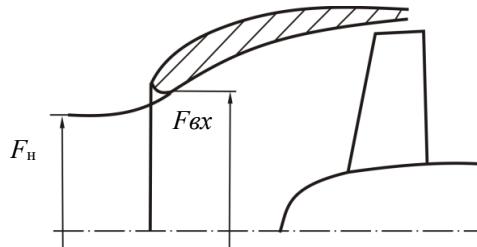


Рис. 2.1. Общая схема входного устройства

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} .

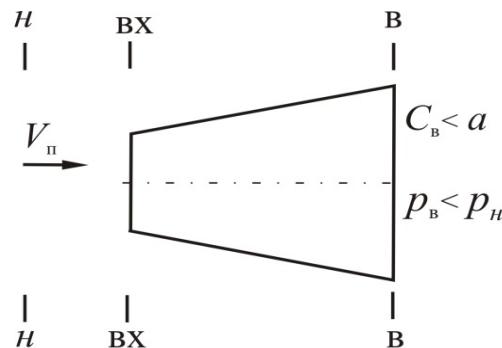


Рис. 2.2. Расчетная схема дозвукового входного устройства

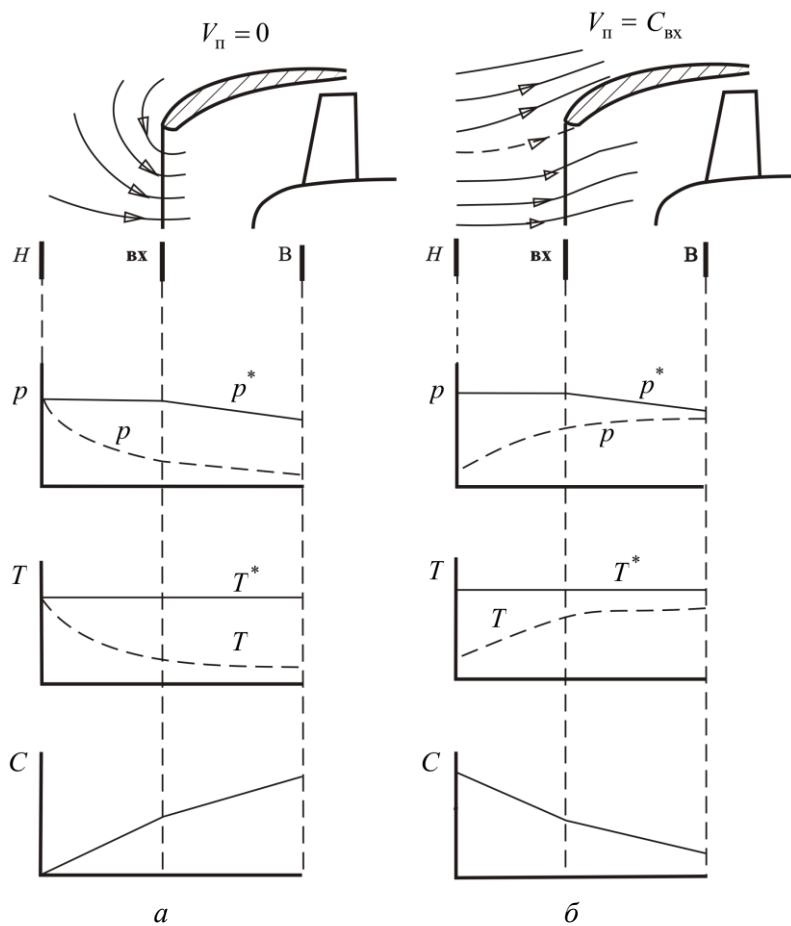


Рис. 2.3. Изменение основных параметров потока во входном устройстве:

$$a - V_n = 0, \delta - V_n = C_{\text{BX}}$$

При работе двигателя на стенде (рис. 2.3, *а*) под влиянием засасывающего действия компрессора линии тока “стекаются” со всех сторон во входное устройство. 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 ($M_n < 1,5$). При этом уже на трансзвуковых скоростях полета $0,9 \leq M_n \leq 1,1$ характеристики входных устройств резко ухудшаются. На их внешней поверхности образуется течение с местными сверхзвуковыми зонами, что приводит к росту внешнего сопротивления. При $M_n > 1$ перед плоскостью входа появляется головная волна.

В целом потери в дозвуковых ВУ зависят от формы канала, плавности очертания входных кромок и числа M_n .

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 скачка уплотнения.

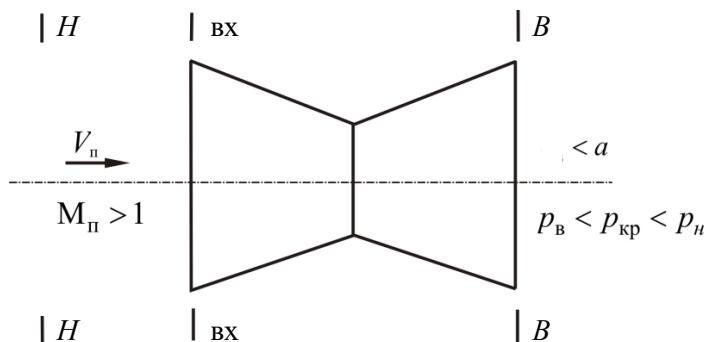


Рис. 2.4. Расчетная схема сверхзвукового входного устройства

Выбор числа скачков производится из условия получения высоких значений коэффициента $\sigma_{\text{вх}}$ в диапазоне основных режимов полета, причем в процессе изменения скорости полета и управления воздухозаборника количества скачков и их расположение может изменяться. Число косых скачков выбирается тем большим, чем выше $M_{\text{п}}$.

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

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

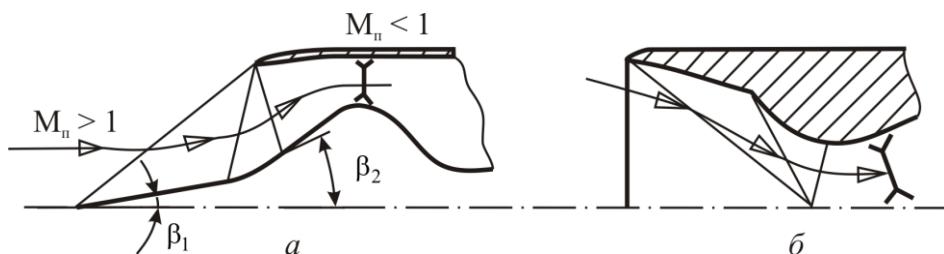


Рис. 2.5. Схема образования скачков уплотнения

в сверхзвуковом входном устройстве:

а – внешнего повышения давления; *б* – внутреннего повышения давления

Система внешнего повышения давления отличается от смешанного тем, что в первом случае все косые скачки располагаются перед плоскостью входа, а во втором они могут размещаться и внутри канала. В случае внешнего повышения давления все скачки находятся внутри канала.

В настоящее время наибольшее практическое применение получили многоскаковые сверхзвуковые воздухозаборники внешнего и смешанного повышения давления.

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

2.1.4. Характеристики входных устройств

Основными характеристиками ВУ являются дроссельные и скоростные.

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

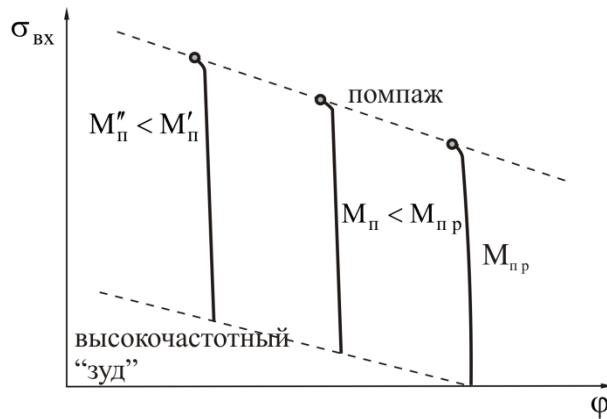


Рис. 2.6. Пример дросельной характеристики сверхзвукового входного устройства

Скоростные характеристики (рис. 2.7) представляют собой зависимости $\sigma_{вх}, C_x, \phi$ от скорости M_{π} .

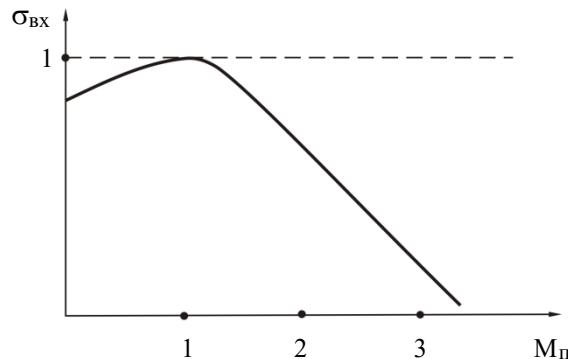


Рис. 2.7. Пример скоростной характеристики

Часто в качестве математической модели скоростной характеристики применяют выражение

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

Для дозвуковых ВУ обычно принимают

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

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

2.2. КОМПРЕССОРЫ ВРД

2.2.1. Основные типы компрессоров и их параметры

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 следующие виды компрессоров: многоступенчатый осевой (ОК) (рис. 2.8), центробежный (ЦБК) (рис. 2.9), их комбинация – осцентробежный компрессор (рис. 2.10), диагональный компрессор (рис. 2.11).

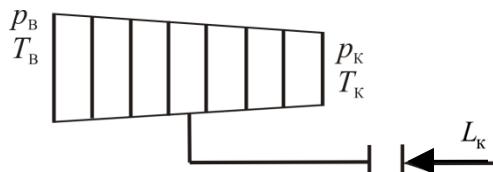


Рис. 2.8. Схема многоступенчатого осевого компрессора



Рис. 2.9. Схема центробежного компрессора

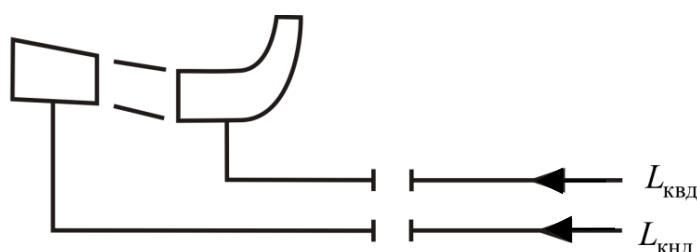


Рис. 2.10. Схема осцентробежного компрессора



Рис. 2.11. Схема диагонального компрессора

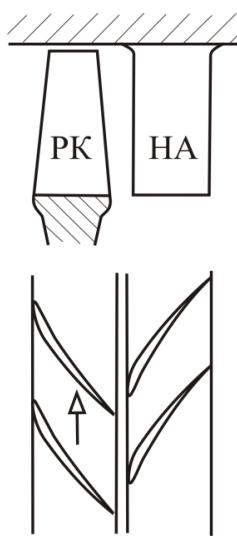


Рис. 2.12. Схема работы ступени компрессора

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:

$$\pi_k^* = \frac{p_k^*}{p_b^*} = \frac{p_k^*}{\sigma_{bx} p_h^*};$$

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

$$L_k = \frac{\frac{k}{k-1} R T_b^* \left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\eta_k} = \frac{k}{k-1} R \left(T_k^* - T_b^* \right) = \left(i_k^* - i_b^* \right);$$

- изоэнтропическая работа компрессора:

$$L_{kS} = \frac{k}{k-1} R T_b^* \left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right);$$

- изоэнтропический КПД компрессора:

$$\eta_{kS} = \frac{L_{kS}}{L_k};$$

- мощность компрессора:

$$N_k = G_{\text{в}} L_k.$$

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

2.2.2. Характеристики компрессоров

Форма и размеры проточной части, необходимое число ступеней, а также формы и углы установки лопаток компрессора определяется в процессе его газодинамического расчета для определенного режима работы, называемого *расчетным*. Соответствующие этому режиму параметры также называются расчетными.

Поскольку в условиях эксплуатации двигателя высота, скорость полета и частота вращения меняются в широких пределах, то для выбора оптимальных условий работы компрессора в системе двигателя, его управления и определения влияния условий эксплуатации на основные параметры компрессора необходимо располагать *характеристиками компрессора*. Это зависимости, показывающие как изменяются основные показатели работы компрессора, т.е. π_k^* и η_k при изменении частоты вращения, расхода воздуха и условий на входе.

Характеристики получают либо расчетным, либо экспериментальным путем. Наиболее надежным способом является их определение в процессе испытания компрессоров на специальных стендах. После их проведения строят соответствующие зависимости при нескольких значениях частоты вращения и получают полную характеристику компрессора в следующем виде (рис. 2.13).

На характеристику $\pi_k^* = f(G_{\text{в пр}})$ наносятся напорные ветки $n = \text{const}$, изолинии КПД $\eta_k^* = \text{const}$ и линию, означающую границу устойчивых режимов работы, т.е. границу помпажа.

Рассмотренная характеристика охватывает все возможные режимы устойчивой работы компрессора только при сложившихся в ходе испытаний внешних условиях по T_h и p_h . Однако в процессе эксплуатации на разных вы-

сотах и скоростях полета значения $T_{\text{в}}^*$ и $p_{\text{в}}^*$ могут сильно изменяться и оказывать влияние на характеристику компрессора. Поэтому для исключения влияния условий на входе, характеристику строят в специальных приведенных параметрах, устанавливающих на основе теории подобия (рис. 2.13).

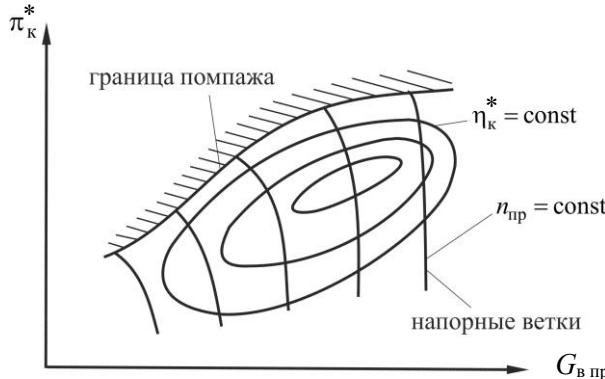


Рис. 2.13. Характеристика компрессора

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:

$$\eta_{\text{г}} = \frac{Q_1}{Q_0},$$

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

$$Q_0 = q_m H_u.$$

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

2. Малые потери давления заторможенного потока в КС:

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

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

3. Большая теплонапряженность КС:

$$Q_V = \frac{Q_1}{V_k p_k^*},$$

где V_k – 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.

В серийных авиационных двигателях до настоящего времени применяются исключительно топлива нефтяного происхождения, такие как авиабензины и авиакеросины. Для ГТД широко применяются керосины Т-1, ТС-1, РТ. Для двигателей сверхзвуковых ЛА используется керосин Т-6, отличающийся повышенной плотностью и термостабильностью. В качестве перспективного топлива для ГТД рассматривается жидкий водород, т.к. имеет почти втрое большую теплотворную способность, чем керосин, и большой хладоресурс, позволяющий охлаждать двигатели на гиперзвуковых скоростях полета. Его применение ограничивает крайне низкую плотность (нужны большие объемы топливных баков) и трудности в эксплуатации.

2.3.1. Устройство и принцип работы КС

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

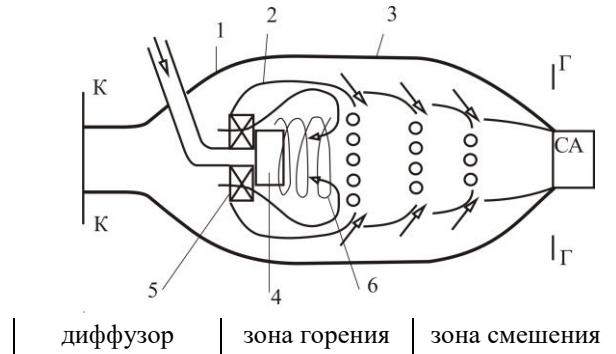


Рис. 2.14. Схема основной камеры сгорания: 1 – диффузор; 2 – внешняя жаровая труба; 3 – кожух КС; 4 – топливная форсунка; 5 – лопаточный завихритель; 6 – область обратных токов

Диффузор служит для снижения скорости потока на входе в жаровую трубу (до 50...60 м/с). Это позволяет увеличить η_{Γ} и $\sigma_{\text{кс}}$, 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.

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

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.

$$\alpha = \frac{G_{\text{в}}}{G_m L_0} = \frac{1}{q_m L_0} \text{ – коэффициент избытка воздуха,}$$

где $q_m = \frac{G_{\text{в}}}{G_m}$ – 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 $G_{\text{в}}$;
- вторичный – составляет 50...80% от $G_{\text{в}}$.

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 $T_{\Gamma}^* = 1400 \dots 1600$ К, при которой обеспечивается надежная работа сопловых и рабочих лопаток турбины. Обычно на выходе из КС $\alpha = 3,5 \dots 5,5$.

Из уравнения теплового баланса:

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

или $c_{p\kappa} T_{\kappa}^* + q_m H_u \eta_{\Gamma} = c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^*$,

откуда $q_m = \frac{c_{p\kappa} (T_{\Gamma}^* - T_{\kappa}^*)}{H_u \eta_{\Gamma}}$.

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

2.3.2. Форсажные КС

Схема форсажной камеры приведена на рис. 2.15.

В продуктах сгорания, выходящих из основной КС и затем 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 $T_{\Phi}^* = 1800 \dots 2200$ К, $\alpha_{\Phi, \kappa} = 1,1 \dots 1,8$.

Основные и форсажные камеры сгорания работают в широком диапазоне значений α и других параметров, что существенно влияет на процесс сгорания топлива.

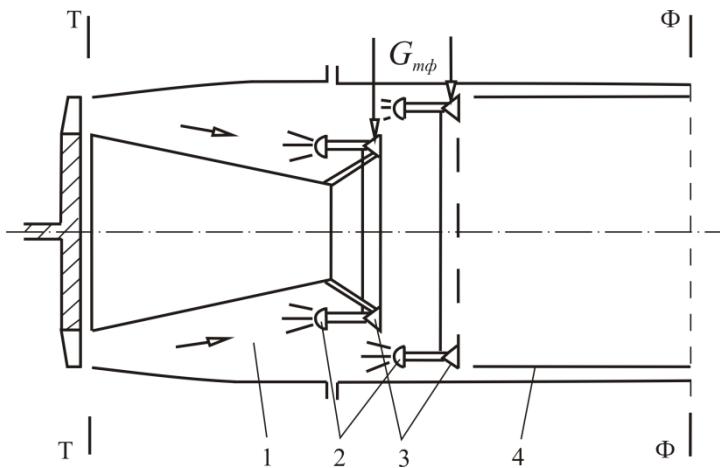


Рис. 2.15. Схема форсажной камеры:

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

2.3.3. Основные характеристики КС

Характеристиками КС называются зависимости изменения полноты сгорания топлива η_f от α , а также от давления, температуры и скорости потока на входе в КС. На рис. 2.16 показана типичная характеристика основной камеры сгорания по составу смеси для двух значений T_k^* . Характеристика справедлива для умеренных значений $T_k^* \leq 1400$ К и $\alpha = 4\dots4,5$. Поведение характеристики объясняется так: при пониженных значениях α происходит переобогащение зоны горения, так что топливо из-за недостатка кислорода сгорает не полностью, температура газов в зоне обратных токов падает и происходит срыв пламени; при высоких α зона горения обедняется и содержит достаточно количество кислорода для полного сгорания, однако при этом падает скорость горения, в результате чего не вся горючая смесь реагирует полностью в зоне горения, выносится в зону смешения, где из-за резкого снижения температуры горение прекращается.

При высоких значениях давления $p_k^* > 100\dots150$ кПа полнота сгорания достаточно высока и постоянна (рис. 2.17). При $p_k^* < 100$ кПа полнота сгорания резко падает в связи с уменьшением числа Re, ламинаризацией потока и, как следствие, со снижением интенсивности теплопередачи и скорости распространения пламени.

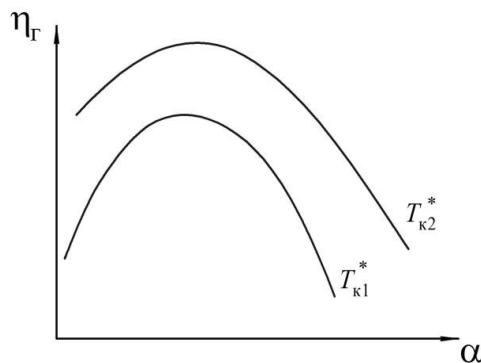


Рис. 2.16. Типичная характеристика КС по составу смеси при
 $p_k^* = \text{const}$, $T_{k1}^* < T_{k2}^*$

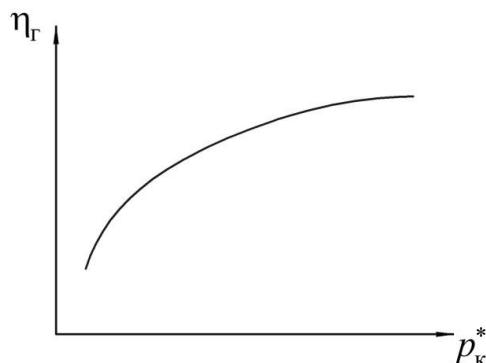


Рис. 2.17. Типичная зависимость η_r от давления на входе в КС

Увеличение скорости потока на входе в камеру C_k ведет к уменьшению времени пребывания горючей смеси в зоне горения, поэтому η_r уменьшается. При низких C_k наблюдается уменьшение зоны обратных токов и η_r также падает.

Совместное влияние температуры, давления и скорости воздуха перед КС на полноту сгорания можно оценить по эмпирической зависимости

$$K = \frac{G_{\text{в}}}{p_k^{*1,25} T_k^* n_{\text{ж}} V_{\text{ж}}},$$

где $K = 0,2 \dots 1,8$ – параметр форсирования;

$V_{\text{ж}}$ и $n_{\text{ж}}$ – объем и число жаровых труб соответственно.

На рис. 2.18 показана типичная зависимость $\eta_r = f(K)$.

Срывными характеристиками называют зависимости пределов устойчивого горения α_{\min} и α_{\max} от параметров потока на входе в камеру сгорания.

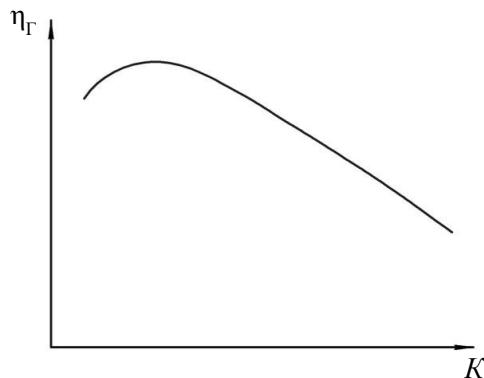


Рис. 2.18. Зависимость η_r от параметра форсирования

В качестве примера на рис. 2.19 приведена срывная характеристика форсажной КС.

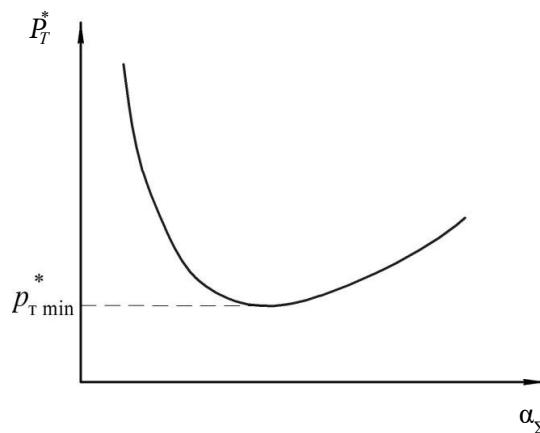


Рис. 2.19. Срывная характеристика форсажной камеры сгорания

При снижении p_r^* диапазон устойчивого горения топлива в форсажной камере сужается из-за смещения границы бедного срыва топлива, а при $p_r^* < p_{T\min}^*$ устойчивое горение прекращается.

2.3.4. Вредные выделения КС и пути их снижения

В отработавших газах авиационных двигателей содержатся вредные компоненты. Главными из них являются монооксид углерода (СО), различные углеводородные соединения и различные оксиды азота (N_2O_5 – азотный ангидрид, N_2O_4 или NO_2 – диоксид азота, N_2O_3 – секвсиоксид азота, NO – монооксид 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 СО 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 СО 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 СО и C_nH_m наблюдается на режиме малого газа.

Закономерности образования окислов азота в КС противоположны закономерностям образования СО 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 СО, 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. 2.20).

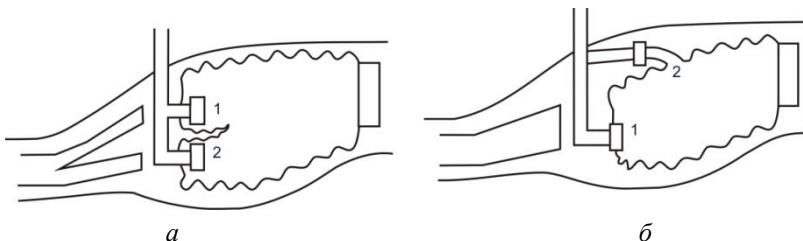


Рис. 2.20. Схемы основных камер сгорания с уменьшенными и вредными выделениями: *а* – двухъярусная КС; *б* – двухзонная КС

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 повышенено. Это обеспечивает высокие значения η_f и низкий выход СО 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 повышенны и смесь обеднена, достигается снижение образования NO_x .

2.4. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ

2.4.1 Основные типы турбин и их параметры

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

Типичная схема авиационной газовой турбины представлена на рис. 2.21. Здесь турбина ВД – одноступенчатая, НД – трехступенчатая. В данном случае турбина двухвальная и соответственно двухкаскадная.

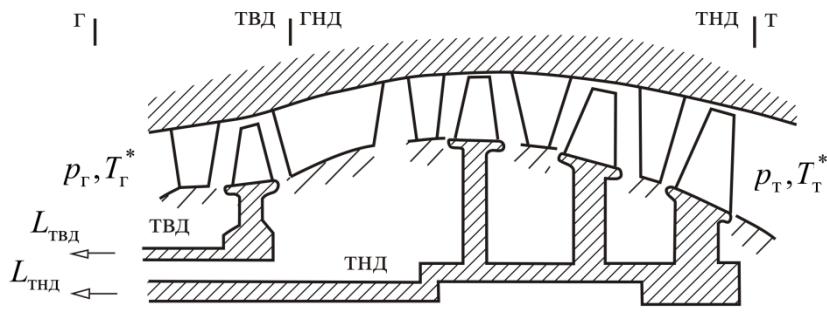


Рис. 2.21. Схема двуххаскадной газовой турбины

В небольших двигателях применяют радиально-осевые турбины (рис. 2.22). Ступенью газовой турбины называют совокупность СА и РК (рис. 2.23).

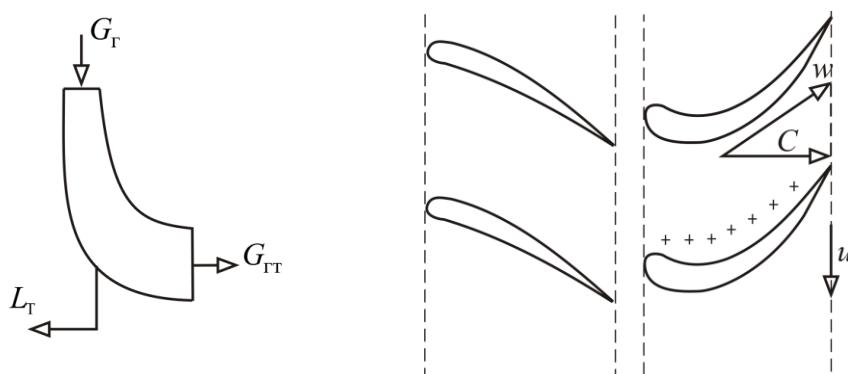


Рис. 2.22. Схема радиально-осевой газовой турбины

Рис. 2.23. Схема ступени газовой турбины

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

Важнейшими параметрами турбины являются:

- степень понижения давления:

$$\pi_{\text{T}}^* = \frac{p_{\text{r}}^*}{p_{\text{T}}};$$

- работа турбины:

$$L_{\text{T}} = \frac{k_{\text{r}}}{k_{\text{r}} - 1} R_{\text{r}} T_{\text{r}}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{r}} - 1}{\pi_{\text{T}}^*}} \right) \eta_{\text{T}};$$

- изоэнтропическая работа:

$$L_{\text{tS}} = \frac{k_{\text{r}}}{k_{\text{r}} - 1} R_{\text{r}} T_{\text{r}}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{r}} - 1}{\pi_{\text{T}}^*}} \right) = \frac{k_{\text{r}}}{k_{\text{r}} - 1} R (T_{\text{r}}^* - T_{\text{tS}}^*);$$

- пропускная способность:

$$A_{\text{T}} = \frac{G_{\text{r}} \sqrt{R_{\text{r}} T_{\text{r}}^* 10^3}}{p_{\text{r}}^* 10^3}, \text{ м}^2;$$

- изоэнтропический КПД:

$$\eta_{\text{tS}}^* = \frac{L_{\text{T}}}{L_{\text{tS}}};$$

- мощность турбины:

$$N_{\text{T}} = G_{\text{r}} L_{\text{T}}, \text{ кВт.}$$

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

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

2.4.2. Характеристики турбин

Как и у компрессора, в различных условиях эксплуатации ГТД основные величины, определяющие режим работы турбины, изменяются в широ-

ких диапазонах. Это приводит к изменению теплоперепада между ступенями, КПД, работы на валу и других параметров турбины. Зависимости, определяющие изменение основных параметров турбины при изменении режима ее работы, называются *характеристикой турбины*. Характеристики получают либо расчетным, либо экспериментальным путем. Наиболее достоверными являются экспериментальные характеристики, но требуют сложных дорогостоящих установок и организации качественной системы измерения параметров турбины.

Характеристика турбины во многих рассматриваемых при термогазодинамических расчетах случаях обычно представляется в виде $A_t = f\left(\pi_t^*, \frac{n}{\sqrt{T_r^*}}\right)$, $\eta_t = f\left(\pi_t^*, \frac{n}{\sqrt{T_r^*}}\right)$. Характеристика одноступенчатой турбины представлена на рис. 2.24. При расчетном значении $n/\sqrt{T_r^*}$ влияние π_t^* проявляется следующим образом. С увеличением этого параметра растет перепад давлений на сопловом аппарате, что вызывает рост скорости истечения из него и, как следствие, увеличивается пропускная способность A_t до тех пор, пока перепад на сопловом аппарате не станет критическим («запирание» СА). Далее увеличение π_t^* уже не будет оказывать влияние на A_t .

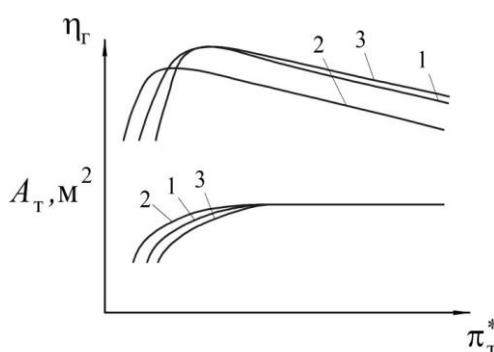


Рис. 2.24. Характеристики одноступенчатой турбины:

1 – расчетное значение; 2 – $\left(n/\sqrt{T_r^*}\right) < \left(n/\sqrt{T_r^*}\right)_p$; 3 – $\left(n/\sqrt{T_r^*}\right) > \left(n/\sqrt{T_r^*}\right)_p$

Изменение КПД ступени связано главным образом с нерасчетным течением в межлопаточных каналах, поэтому при отклонении от расчетного значения π_t^* оно уменьшается. При этом в области закритических π_t^* оно падает слабее, поэтому при $\pi_t^* \geq 1,86$ часто принимают $A_t = \text{const}$, $\eta_t = \text{const}$.

Характеристики многоступенчатых турбин схожи с рассмотренной выше, но имеют ряд особенностей, связанных с совместной работой ступеней. Например, изменение $n/\sqrt{T_g^*}$ почти не сказывается на распределении перепадов между ступенями, а слабая зависимость степени понижения давления в первой ступени от режима работы приводит к тому, что в широком эксплуатационном диапазоне $A_t = \text{const}$.

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

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

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 Лаваля.

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. 2.25.

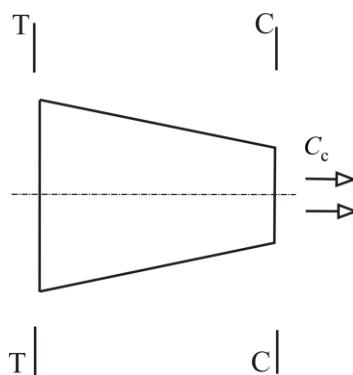


Рис. 2.25. Схема сужающегося сопла

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

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

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

Для того чтобы обеспечить при $\pi_{c \text{ расч}} > \pi_{c \text{ кр}}$ полное расширение, применяют сопла Лаваля (рис. 2.26).

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

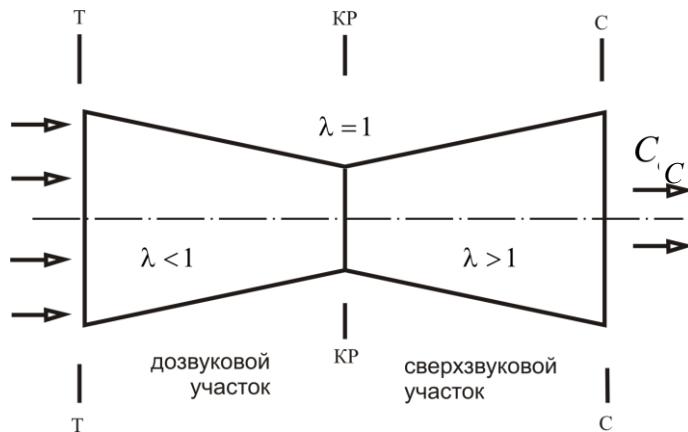


Рис. 2.26. Схема сопла Лаваля

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 Лаваля, применяют регулирование площадей (F_{kp} и F_c) его характерных сечений.

Потери в выходном устройстве оценивают следующими параметрами:

1. Коэффициент скорости

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

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

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

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

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. 2.27);
- створчатые (рис. 2.28).

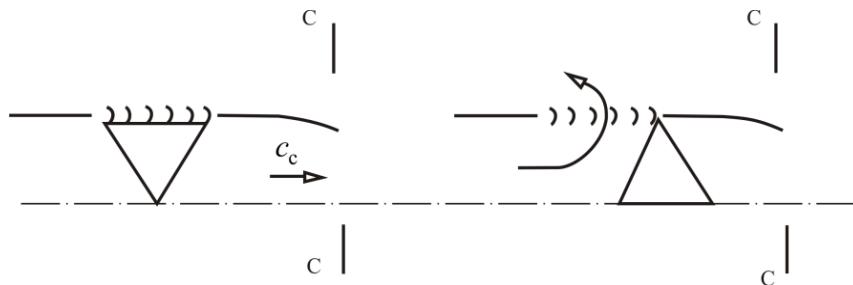


Рис. 2.27. Схема решетчатого реверсивного устройства

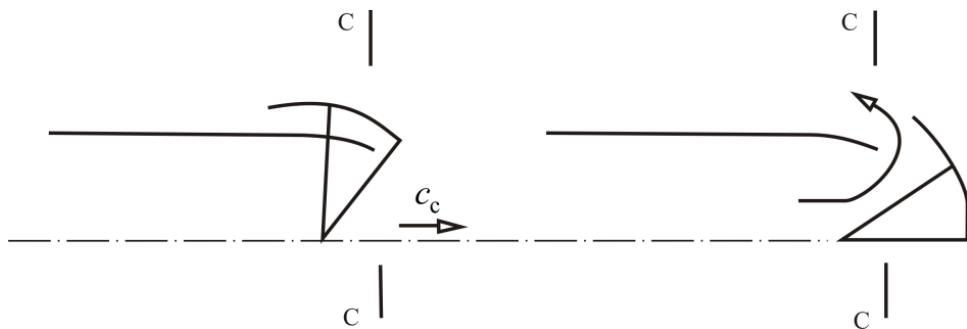


Рис. 2.28. Схема створчатого реверсивного устройства

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

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

Для современных ГТД $K_{\text{рев}} = 0,3\dots0,6$, что обеспечивает сокращение длины пробега тяжелых самолетов в 2...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...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 управления.

3. Основными параметрами ВУ предлагается считать коэффициенты сохранения давления заторможенного потока $\sigma_{\text{вх}}$, 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 использу-

ют для торможения потока скачки уплотнения внешнего и внутреннего повышения давления.

5. Основными характеристиками ВУ являются дроссельные (зависимости $\sigma_{вх}$, C_x от коэффициента расхода φ при фиксированных $M_{п}$) 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 – осецентробежные, диагональные компрессоры.

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

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

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_f ;
- 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. В серийных авиационных двигателях применяются исключительно топлива нефтяного происхождения, такие как авиабензины и авиакеросины.

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

14. Характеристиками КС называются зависимости изменения полноты сгорания топлива η_f от α , а также от давления, температуры и скорости потока на входе в КС.

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

16. 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.

17. 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.

18. 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 .

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

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

21. 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.

22. 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_{rev}

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 повышения давления и изменение параметров потока для расчетных условий работы.
12. Схема сверхзвукового ВУ внутреннего повышения давления 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. Характеристики камер сгорания.
22. Вредные выбросы из камер сгорания и пути их снижения.
23. Принцип работы и назначение турбины. Основные параметры рабочего процесса и эффективности.
24. Характеристики турбин ГТД.
25. Устройство и принцип работы выходных устройств.
26. Основные требования к соплам.
27. 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

Замкнутая совокупность процессов образуют цикл рабочего процесса ВРД – цикл Брайтона (цикл с подводом теплоты при постоянном давлении $p^* = \text{const}$). 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). На этом рисунке приведены основные процессы и их физическое содержание.

- н-в – динамическое повышение давления во входном устройстве;
- в-к – механическое повышение давления в компрессоре;
- к-г – подвод теплоты в камере сгорания;
- г-т – расширение газа в турбине;
- т-с – расширение газа в выходном устройстве;
- с-н – изобарический ($p_n = \text{const}$) процесс отвода теплоты во внешнюю среду;

$\frac{V_{\Pi}^2}{2} = i_{\text{h}}^* - i_{\text{h}} = c_p(T_{\text{b}}^* - T_{\text{h}})$ – удельная работа динамического повышения

давления воздуха в воздухозаборнике;

$L_{\text{k}} = i_{\text{k}}^* - i_{\text{b}}^* = c_p(T_{\text{k}}^* - T_{\text{b}}^*)$ – удельная работа повышения давления воздуха в компрессоре;

$Q_1 = i_{\text{r}}^* - i_{\text{k}}^* = c_p(T_{\text{r}}^* - T_{\text{k}}^*)$ – теплота, подведенная к 1 кг воздуха;

$L_{\text{t}} = i_{\text{r}}^* - i_{\text{t}}^* = c_p(T_{\text{r}}^* - T_{\text{t}}^*)$ – удельная работа расширения газа в турбине;

$\frac{C_{\text{c}}^2}{2} = i_{\text{t}}^* - i_{\text{c}} = c_p(T_{\text{t}}^* - T_{\text{c}})$ – удельная работа расширения газа в выход-

ном устройстве;

$Q_2 = i_{\text{c}} - i_{\text{h}} = c_p(T_{\text{c}} - T_{\text{h}})$ – теплота, отведенная 1 кг рабочего тела в атмосферу;

$L_{\text{сж}} = L_{\text{k}} + \frac{V_{\Pi}^2}{2} = i_{\text{k}}^* - i_{\text{h}} = c_p(T_{\text{k}}^* - T_{\text{h}})$ – суммарная работа повышения

давления воздуха;

$L_{\text{p}} = L_{\text{t}} + \frac{C_{\text{c}}^2}{2} = i_{\text{r}}^* - i_{\text{c}} = c_p(T_{\text{r}}^* - T_{\text{c}})$ – суммарная работа расширения.

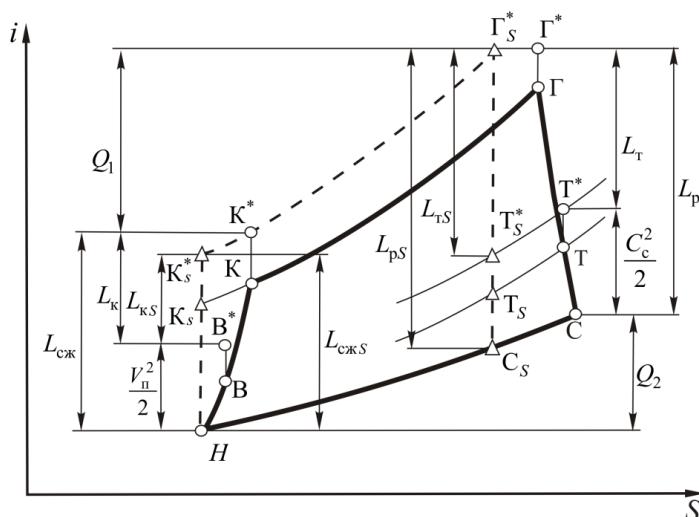


Рис. 3.1. Диаграмма рабочего процесса ВРД:

——— реальный цикл
- - - - идеальный цикл

3.2. РАБОТА ЦИКЛА ВРД

Физический смысл работы цикла: работа цикла – это полезно используемое теплота, т.е. разность между теплотой, подведенной к 1 кг рабочего тела, и отведенной 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):

$$c_p T_{\text{h}} + \frac{V_{\text{h}}^2}{2} + L_{\text{k}} + Q_1 - L_{\text{t}} = c_p T_{\text{c}} + \frac{C_{\text{c}}^2}{2};$$

$$\frac{V_{\text{h}}^2}{2} + L_{\text{k}} + Q_1 - L_{\text{t}} = \underbrace{c_p (T_{\text{c}} - T_{\text{h}})}_{Q_2} + \frac{C_{\text{c}}^2}{2};$$

$$L_e = Q_1 - Q_2 = \frac{C_{\text{c}}^2 - V_{\text{h}}^2}{2} + \underbrace{L_{\text{t}} - L_{\text{k}}}_{L_{\text{tII}}};$$

$$L_e = \frac{C_{\text{c}}^2 - V_{\text{h}}^2}{2} + L_{\text{tII}}. \quad (3.1)$$

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

В ТРД $L_{\text{tII}} = 0$, т.к. $L_{\text{t}} = L_{\text{k}}$, вся работа цикла идет только на приращение кинетической энергии.

В ТВД $L_{\text{tII}} = L_{\text{v}}$ расходуется на привод винта.

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

В ТРДД L_{tII} 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:

$$L_{\text{сж}} + Q_1 = L_p + Q_2,$$

тогда

$$L_e = Q_1 - Q_2 = L_p - L_{\text{сж}}.$$

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

$$L_e = L_{pS} \eta_p - \frac{L_{cS}}{\eta_{\text{сж}}} = c_{p_r} \left(T_r^* - T_{cS} \right) \eta_p - c_p \left(T_{kS}^* - T_h \right) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}},$$

$$L_e = c_{p_r} T_r^* \left(1 - \frac{1}{T_r^*/T_{cS}} \right) \eta_p - c_p T_h \left(\frac{T_{kS}^*}{T_h} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}}.$$

Сделаем преобразование:

$$\frac{T_{kS}^*}{T_h} = \left(\frac{p_k^*}{p_h} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} = \frac{T_r^*}{T_{cS}}.$$

Тогда окончательно получим:

$$L_e = c_{p_r} T_r^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k_r-1}{k_r}}} \right) \eta_p - c_p T_h \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}}. \quad (3.2)$$

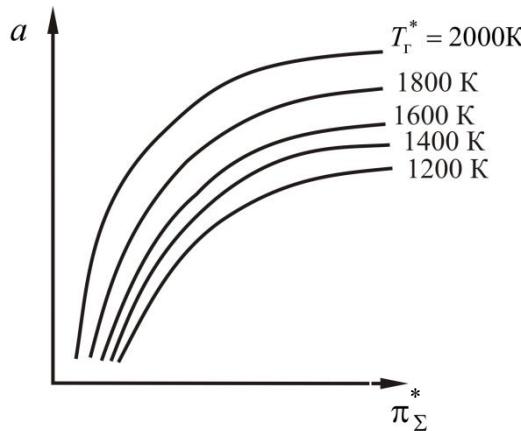
В уравнении (3.2) k_r и c_{p_r} зависят от состава рабочего тела и от его температуры. Введем коэффициент a :

$$a = c_{p_r} \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k_r-1}{k_r}}} \right) \left/ c_p \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}} \right) \right.$$

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

Коэффициент a учитывает изменение свойств рабочего тела. С учетом этого получим:

$$L_e = c_{p_r} T_r^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k_r-1}{k_r}}} \right) \eta_p a - c_p T_h \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}}. \quad (3.3)$$

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

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

Из полученного уравнения видно, что

$$L_e = f(\pi_{\Sigma}^*, T_{\gamma}^*, T_h, \eta_{cж}, \eta_p),$$

а величины T_{γ}^* , π_{Σ} называют параметрами цикла. Величины T_{γ}^* , π_{Σ}^* , T_h , $\eta_{cж}$, η_p называют параметрами рабочего процесса.

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

$$\pi_{\Sigma}^* = \pi_V \sigma_{bx} \pi_k^*, \text{ но } \pi_V = \frac{p_b^*}{P_h} = \sigma_{bx} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

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_h , $\eta_{cж}$, 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_r^* при условии π_Σ^* , T_h , $\eta_{cж}^*$, $\eta_p^* = \text{const}$. Запишем выражение для работы цикла:

$$L_e = L_p - L_{cж} = c_p T_r^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_r-1}{\pi_\Sigma^* \frac{k_r}{k_r}}} \right) \eta_p a - c_p T_h \left(\pi_\Sigma^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{cж}}.$$

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

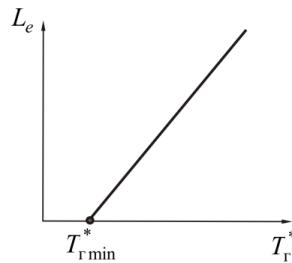


Рис. 3.3. Зависимость изменения работы цикла L_e от температуры T_r^*

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

$$c_p T_{r\min}^* \left(\frac{\pi_\Sigma^* \frac{k-1}{k} - 1}{\pi_\Sigma^* \frac{k-1}{k}} \right) \eta_p a - c_p T_h \left(\pi_\Sigma^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{cж}} = 0,$$

откуда

$$T_{r\min}^* = T_h \pi_\Sigma^* \frac{k-1}{k} \frac{1}{\eta_p \eta_{cж} a}. \quad (3.4)$$

Из уравнения изоэнтропы известно, что

$$T_h \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} = T_{KS}^*.$$

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

$$T_{r\min}^* = T_{KS}^*.$$

3.3.2. Зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления

Рассмотрим влияние π_{Σ} при условии

$$T_r^*, T_h, \eta_{cж}, \eta_p = \text{const.}$$

Запишем и затем преобразуем выражение для работы цикла.

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

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

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

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

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

$$T_{\text{r}}^* = \frac{T_{\text{h}} \pi_{\Sigma_{\text{пред}}}^{*\frac{k-1}{k}}}{\eta_{\text{p}} \eta_{\text{сж}} a} = T_{\text{r min}}^*,$$

т.е. при $T_{\text{r}}^* = \text{const}$ с увеличением π_{Σ}^* растет T_{r}^* , поэтому уменьшается Q_1 и при π_{Σ}^* 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

$$L_e = c_p T_{\text{r}}^* \left(1 - \frac{1}{e}\right) \eta_{\text{p}}^* a - c_p T_{\text{h}} (e-1) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}^*};$$

$$\frac{\delta L_e}{\delta e} = c_p T_{\text{r}}^* \eta_{\text{p}}^* \frac{1}{e^2} a - \frac{c_p T_{\text{h}}}{\eta_{\text{сж}}^*} = 0;$$

$$\frac{T_{\text{r}}^*}{T_{\text{h}}} \eta_{\text{p}}^* \eta_{\text{сж}}^* a - e^2 = 0;$$

$$e_{\text{opt}} = \sqrt{\frac{T_{\text{r}}^*}{T_{\text{h}}} \eta_{\text{p}}^* \eta_{\text{сж}}^* a};$$

$$\pi_{\Sigma_{\text{opt}}}^{\frac{k-1}{k}} = \sqrt{\frac{T_{\text{r}}^*}{T_{\text{h}}} \eta_{\text{p}}^* \eta_{\text{сж}}^* a};$$

$$\pi_{\Sigma_{\text{opt}}}^* = \sqrt{\left(\frac{T_{\text{r}}^*}{T_{\text{h}}} \eta_{\text{p}}^* \eta_{\text{сж}}^* a\right)^{\frac{k}{k-1}}} = \sqrt{\pi_{\Sigma_{\text{пред}}}^*}.$$

Отсюда видно, что оптимальная степень повышения давления зависит от степени повышения температуры рабочего тела $\frac{T_{\text{r}}^*}{T_{\text{h}}}$ и потерь в цикле. Чем

больше подведенная теплота 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 $T_c = T_r^* - \frac{L_p}{c_p}$, увеличивается величина отведенной теплоты $Q_2 = c_p(T_c - T_n)$.

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 .

3. При $\pi_{\Sigma}^* = \pi_{\Sigma \text{ opt}}^*$ идеальный цикл характеризуется точками H, K, Γ, C, H . Видно, что рациональной величине работы сжатия $L_{\text{сж}}$ соответствует увеличенная величина работы расширения, что приводит к достижению максимальной величины полезной работы цикла $L_e \text{ max}$.

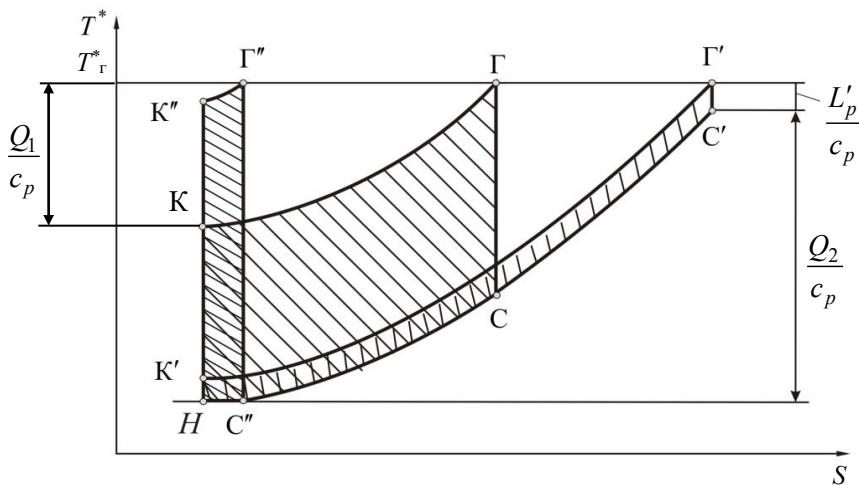
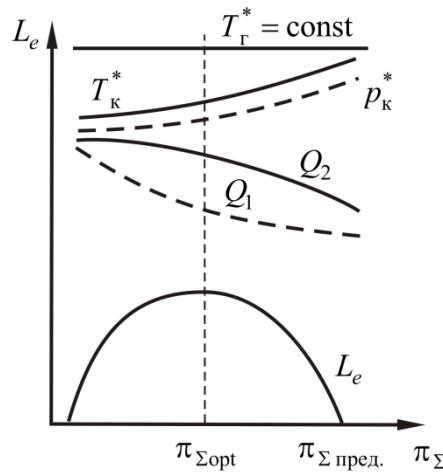


Рис. 3.4. Влияние суммарной степени повышения давления на идеальный цикл ВРД

Наличие максимума L_e (рис. 3.5) объясняется противоположным влиянием двух факторов:

- 1) увеличением работоспособности рабочего тела с ростом избыточного давления в КС, что приводит к уменьшению Q_2 ;
- 2) уменьшением количества подведенного тепла Q_1 .

Рис. 3.5. Образование $L_{e_{\max}}$

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

Таким образом, $\pi_{\Sigma \text{ opt}}^*$ зависит от $\frac{T_r^*}{T_h}$, $\eta_{\text{сж}}^*$, η_p^* и не зависит от p_h и V_n .

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

$$\text{а } \pi_V = \left(1 + \frac{k+1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k-1}{k}},$$

$$\text{поэтому } \pi_{k \text{ opt}(L_e)} = \frac{\sqrt{\left(\frac{T_r^*}{T_h} \eta_p^* \eta_{\text{сж}}^* \right)^{\frac{k}{k-1}}}}{\sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k+1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k-1}{k}}}.$$

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

Например, рост T_r^* 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.

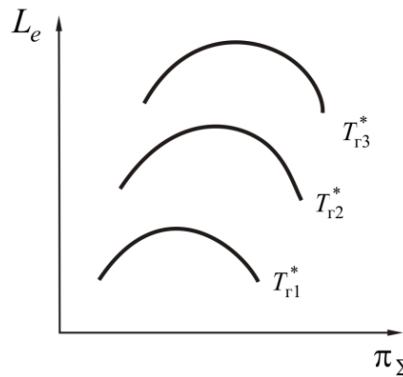


Рис. 3.6. Совместное влияние на L_e температуры T_r^* и π_Σ : $T_r^* > T_r^* > T_r^*$

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 $L_{r1} = f(\eta_p, \eta_{cж})$. 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 $\eta_e \approx \eta_r \eta_l \eta_{r1}$, т.е. $\eta_e = f(T_{\Gamma}^*, \pi_{\Sigma}^*, T_h, \eta_p^*, \eta_{cж}^*, \eta_r)$.

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:

$$\eta_{e\text{ГРД}} = \eta_{e\text{ТРДД}} = \eta_{e\text{ТВД}}.$$

3.5. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА С ВРД КАК ДВИЖИТЕЛЬ

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

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

3.5.1. Тяга движителя

Тягой называется реактивная сила, которая развивается двигателем в результате его взаимодействия с рабочим телом. Тяга возникает вследствие того, что двигатель 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 двигатель, 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

$$P_{\text{эфф}} = P_{\text{внутр}} - P_{\text{нап.}}$$

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 набегает со скоростью $V_{\text{пн}}$.

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 b - c – сечение на срезе сопла C - C ;

поверхности a g и b g – боковая поверхность струи входящего в двигатель потока и поверхность самого двигателя соответственно;

F_H – 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.

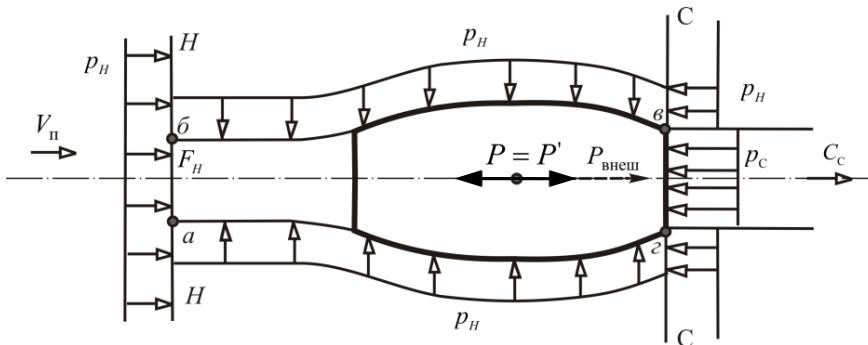


Рис. 3.7. Схема действия сил: $abgc$ – контрольная поверхность

Перечислим силы, действующие на выделенную поверхность $ab\vartheta g$ 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 $ab\vartheta g$; примем условно для этой составляющей знак “+”;

$p_h F_h$ – сила давления воздуха на поверхность $a-b$;

$p_c F_c$ – сила давления газа на поверхность $\vartheta-g$.

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

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

$$p_h F_h + P' + P_{\text{внеш}} - p_c F_c = G_{\text{г}} C_{\text{с}} - G_{\text{в}} V_{\text{п}}.$$

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

$$p_h F_h + P' + P_{\text{внеш}} - p_c F_c + p_h F_c - p_h F_c = G_{\text{г}} C_{\text{с}} - G_{\text{в}} V_{\text{п}}.$$

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

$$X_{\text{внеш}} = P_{\text{внеш}} + p_h (F_h - F_c);$$

и помня, что согласно третьему закону Ньютона

$$|P_{\text{дв}}| = |P'|,$$

запишем

$$P_{\text{дв}} = G_{\text{г}} C_{\text{с}} - G_{\text{в}} V_{\text{п}} - X_{\text{внеш}} + F_c (p_c - p_h);$$

или, согласно определению

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

получим

$$P_{\text{внут}} = P_{\text{дв}} = (G_{\text{г}} C_{\text{с}} - G_{\text{в}} V_{\text{п}}) + F_c (p_c - p_h),$$

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

$F_c (p_c - p_h)$ – статическая составляющая.

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

$$P_{\text{дв}} = G_{\text{в}}[C_{\text{c}}(1 + q_m) - V_{\text{n}}] + F_{\text{c}}(p_{\text{c}} - p_{\text{n}}).$$

Учитывая, что $(1 + q_m) = 1,02 \dots 1,03 \approx 1$,

$$P_{\text{дв}} = G_{\text{в}}(C_{\text{c}} - V_{\text{n}}) + F_{\text{c}}(p_{\text{c}} - p_{\text{n}}).$$

При расчетном расширении газа в выходном устройстве $p_{\text{c}} = p_{\text{n}}$ имеем

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

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

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.

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

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

$$P_{\text{уд}} = G_{\text{в}}[C_{\text{c}}(1 + q_m) - V_{\text{n}}] + F_{\text{c}}(p_{\text{c}} - p_{\text{n}});$$

$$P_{\text{уд}} = (1 + q_m)C_{\text{c}} - V_{\text{n}} + (p_{\text{c}} - p_{\text{n}})F_{\text{c}}/G_{\text{в}} = C_{\text{c}} - V_{\text{n}} + \frac{(p_{\text{c}} - p_{\text{n}})F_{\text{c}}}{G_{\text{в}}}.$$

Для расчетного режима $P_{\text{уд}} = C_{\text{c}} - V_{\text{n}}$.

2. Удельный расход топлива

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

характеризует экономичность ДЛА.

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

3. Удельная масса двигателя

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

характеризует массовое совершенство двигателя.

4. Удельная лобовая тяга

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

оценивает внешние габариты, от которых зависит аэродинамическое совершенство двигателя.

5. Удельный объем двигателя

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

3.7. КПД ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

При сгорании топлива выделяемая теплота подводится к рабочему телу.

$$Q_1 = Q_0 \eta_r,$$

где $Q_0 = \frac{G_{m\text{ч}} H_u}{3600 G_{\text{в}}}$ – 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 движитель. Используем выражение для $C_{уд}$ для установления связи между удельным расходом топлива и общим КПД:

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

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

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

$$C_{уд} = \frac{3600 Q_0 G_{\text{в}}}{H_u} \frac{1}{P_{уд} G_{\text{в}}}.$$

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

$$C_{уд} = \frac{3600 Q_0 G_{\text{в}}}{H_u P_{уд} G_{\text{в}}} \cdot \frac{V_{\text{п}}}{V_{\text{п}}} = \frac{3600 V_{\text{п}}}{H_u \eta_{\text{o}}}.$$

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 $V_{\text{п}} = 0$ $\eta_{\text{o}} = 0$, 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.

$L_e G_{\text{в}}$ – располагаемая работа движителя в единицу времени;

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

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{P_{дв} V_{\text{п}}}{L_e G_{\text{в}}} = \frac{P_{уд} V_{\text{п}}}{L_e} = \frac{P_{уд} V_{\text{п}}}{\frac{C_{\text{c}}^2 V_{\text{п}}^2}{2}}.$$

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

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

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

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

$$\eta_o = \eta_e \eta_{тяг}.$$

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.

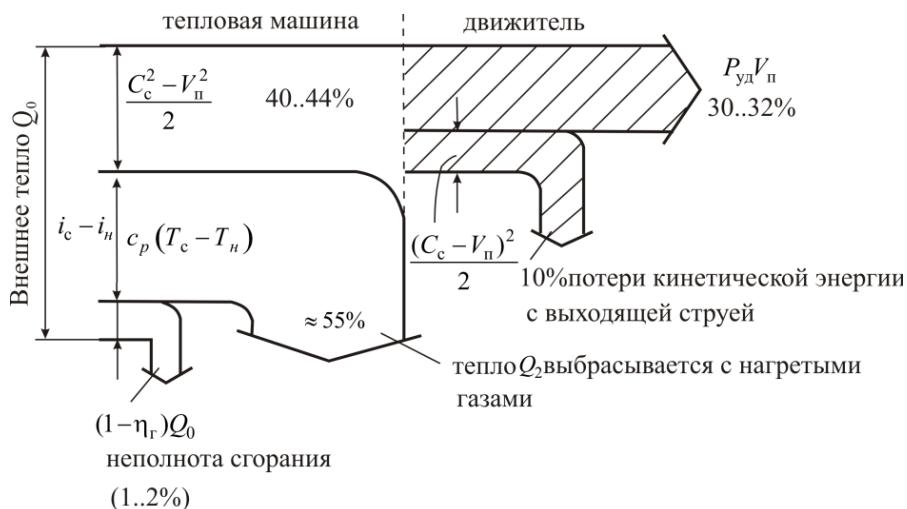


Рис. 3.8. Энергетический баланс ВРД

Часть этой теплоты $Q_2 = i_c - i_h$ 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_{rp} , 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 $P_{уд}V_{п}$ ($\approx 30...32\%$). При этом часть работы L_e идет на преодоление потерь, которые складываются из гидравлических L_{rII} и потерь кинетической энергии с выходящей струей:

$$L_c = \frac{(C_c - V_{п})^2}{2}.$$

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 η_{rII} . Для ТРД $\eta_{rII} = 1$, так как двигатель 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% ($\eta_{rII} = 0,9$) и 84% ($\eta_{rII} = 0,84$).

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 ($\eta_{тяг} = 0,3$), 70 ($\eta_{тяг} = 0,7$) и 95% ($\eta_{тяг} = 0,95$) 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 $P_{уд}V_{п}$ 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 большой 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 турбокомпрессора 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

$$G_r = m_r \frac{\sigma_{kp} p_t^* F_{kp} q(\lambda_{kp})}{\sqrt{T_t^*}} = \frac{\sigma_{\phi,k} \sigma_{kp} p_t^*}{(1 + q_{m\phi}) \sqrt{T_\phi^*}} m_{r\phi} F_{kp\phi} q(\lambda_{kp}).$$

При сверхкритических перепадах давления в выходном устройстве, принимая приближение

$$\sigma_{kp} \approx \frac{\sigma_{\phi,k}}{1 + q_{m\phi}} \approx 1 \quad \text{и} \quad m_r = m_{r\phi},$$

получим

$$\overline{F_{kp}} = \frac{F_{kp\phi}}{F_{kp}} \approx \sqrt{\frac{T_{\phi}^{*}}{T_{t}}}$$

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_{ϕ}^{*} ведет к существенному росту $C_{ud\phi}$, 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

$$C_c = \varphi_c \sqrt{2 \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_{\phi}^{*} \left[1 - \left(\frac{p_h}{p_{\phi}^{*}} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right]},$$

т.к. принимая $p_{\phi}^{*} \approx p_t^{*}$ и $\varphi_c \approx \varphi_{c\phi}$, получим $\frac{C_{c\phi}}{C_c} = \sqrt{\frac{T_{\phi}^{*}}{T_t^{*}}}$.

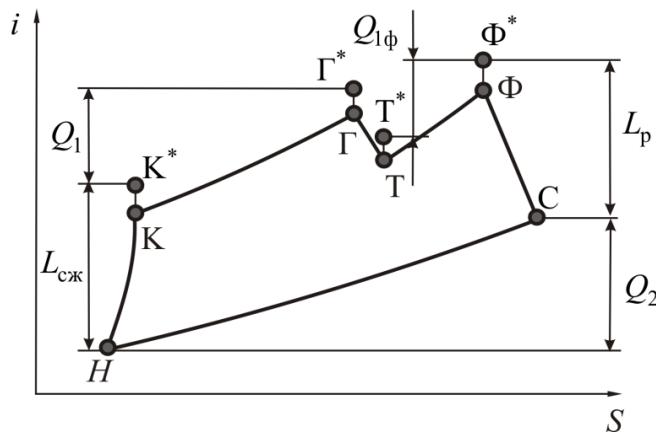
Отсюда

$$P_{ud\phi} = C_{c\phi} - V_n = C_c \sqrt{\frac{T_{\phi}^{*}}{T_t^{*}}} - V_n + V_n \sqrt{\frac{T_{\phi}^{*}}{T_t^{*}}} - V_n \sqrt{\frac{T_{\phi}^{*}}{T_t^{*}}},$$

$$P_{ud\phi} = P_{ud} \sqrt{\frac{T_{\phi}^{*}}{T_t^{*}}} + V_n \left(\sqrt{\frac{T_{\phi}^{*}}{T_t^{*}}} - 1 \right).$$

Относительное увеличение удельной тяги при включении форсажа равно

$$\bar{P}_{ud\phi} = \frac{P_{ud\phi}}{P_{ud}} = \sqrt{\frac{T_{\phi}^{*}}{T_t^{*}}} + \frac{V_n}{P_{ud}} \left(\sqrt{\frac{T_{\phi}^{*}}{T_t^{*}}} - 1 \right).$$

Рис. 3.9. Цикл ТРДФ в i - S координатах

На взлетном режиме $V_{\text{п}} = 0$:

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

Обычно при включении форсажной камеры сохраняется режим работы турбокомпрессора, а, следовательно, и $G_{\text{в}} = \text{const}$, 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. $\alpha_{\Sigma} = 1,0$.

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{G_{\text{в}}}{(G_m + G_{m\Phi}) L_0};$$

$$L_0 = \frac{G_{\text{в}}}{(G_m + G_{m\Phi})}.$$

Согласно уравнению сохранения энергии для всего двигателя

$$Q_0 + Q_{0\Phi} = \frac{(G_m + G_{m\Phi})}{G_{\text{в}}} H_u = \frac{H_u}{L_0};$$

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

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

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 $\bar{P}_{\text{уд}}$ и на изменение относительного расхода топлива ($C_{\text{уд}\phi}/C_{\text{уд}}$) для разных скоростей полета.

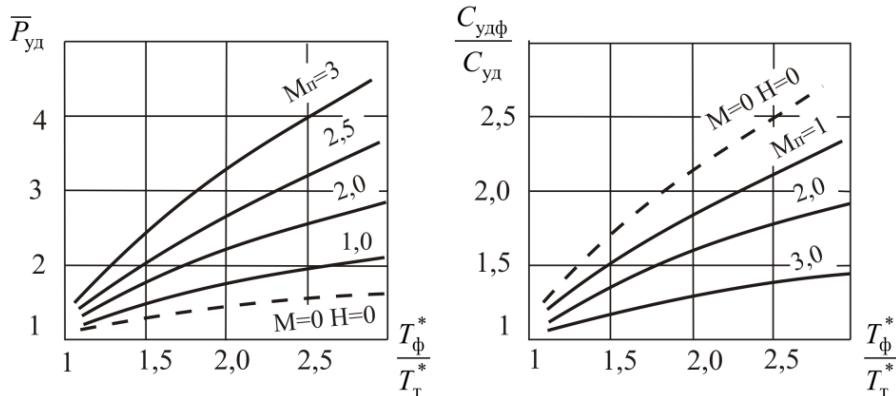


Рис. 3.10. Зависимости параметров от $T_{\phi}^*/T_{\text{т}}^*$

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

В связи с этим у сверхзвуковых самолетов режимы форсажа используются не только для кратковременного форсирования двигателя, но в ряде случа-

ев 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_g^* , суммарной степени повышения давления в цикле π_Σ^* , температуры наружного воздуха T_n , КПД процесса повышения давления $\eta_{сж}$ и КПД процесса расширения η_p . Увеличение температуры газа T_g^* 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 π_Σ^* пред работа цикла равна нулю.

При $\pi_\Sigma^*_{\text{опт}} = \pi_\Sigma^*$ 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 $\eta_{\text{тяг}}$, показывающим, какая доля приращения кинетической энергии рабочего тела преобразуется в полезную работу по передвижению летательного аппарата.

7. Общим КПД η_0 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 подведенной Q_1 и отведенной Q_2 теплоты, 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_r^* работа цикла постоянно возрастает? Чему равна температура $T_{r\ min}^*$ 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

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

В свою очередь, $G_{в}$ обуславливает значения площадей характерных сечений $F_{вх}$, $F_{к}$, $F_{СА}$ 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 выполнении двигателе при изменении T_g^* 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 $\alpha_{руд}$;
- 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_k и T_g^* (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_k . При этом n точнее и проще измерить. Величины T_g^* и T_ϕ^* определяют тепловые нагрузки на элементы двигателя. Обычно вместо T_g^* измеряют T_t^* , а вместо T_ϕ^* используют комплекс $\frac{G_{m\phi}}{p_k^*}$.

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 ;
- управление площадьми F_{kp} и F_c .

В качестве управляемых факторов обычно применяют:

$$\begin{array}{ll}
 \text{у ТРД} & \text{у ТРДФ} \\
 G_m \rightarrow n & G_m \rightarrow n \\
 & F_{kp} \rightarrow T_{\Gamma}^* \\
 & G_m \rightarrow T_{\phi}^*
 \end{array}$$

$\phi_{HA} \rightarrow \eta_k$, ΔK_y (коэффициент запаса устойчивости компрессора).

Так как параметры выполненного двигателя являются взаимосвязанными, то по этой причине изменение какого-либо одного управляемого 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 управляемым фактором в отдельности можно изменять любой из управляемых параметров. Но одним управляемым фактором можно независимо по заданному закону воздействовать только на один управляемый параметр. Поэтому для независимого изменения всех управляемых параметров нужно иметь число управляемых факторов, равное числу управляемых параметров.

К внешним условиям, от которых зависят $P_{дв}$ и $C_{уд}$, относят M_n , H_n , 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 управления.

4.1.1. Программы управления

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

изменении внешних условий эта программа выдерживается автоматически. Для ТРДФ:

$$n = n_{\max} = \text{const} \text{ обеспечивает } G_{\max},$$

$$T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \max}^* = \text{const} \text{ обеспечивает } C_{\max},$$

$$T_{\phi}^* = T_{\phi \max}^* = \text{const.}$$

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.

$$G_{\Gamma \text{ CA}} = G_{\Gamma \text{ kp}} ; \quad (4.1)$$

$$m_{\Gamma} \mu_{\text{CA}} F_{\text{CA}} \frac{p_{\Gamma}^* \sigma_{\text{CA}}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} q(\lambda_{\text{CA}}) = m_{\Gamma} \mu_{\text{c}} F_{\text{kp}} \frac{p_{\Gamma}^* \sigma_{\text{kp}}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} q(\lambda_{\text{kp}}),$$

где μ – коэффициент расхода;

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

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

Из этого уравнения следует, что

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

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

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

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

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

тогда

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

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

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

$$F_{CA} = \text{const} \text{ и тогда } \pi_t^* \sim F_{kp}.$$

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 $n/\sqrt{T_r^*}$. Этот параметр определяется из условий совместной работы компрессора и турбины. При $F_{kp} = \text{const}$ параметр частоты вращения $n/\sqrt{T_r^*}$ сохраняется практически постоянным. В таком случае режимы работы турбины во всем диапазоне работы двигателя остаются подобными. В тех же случаях, когда F_{kp} , а следовательно и π_t , изменяются более существенно, η_t^* определяют по характеристикам турбины (рис. 4.1).

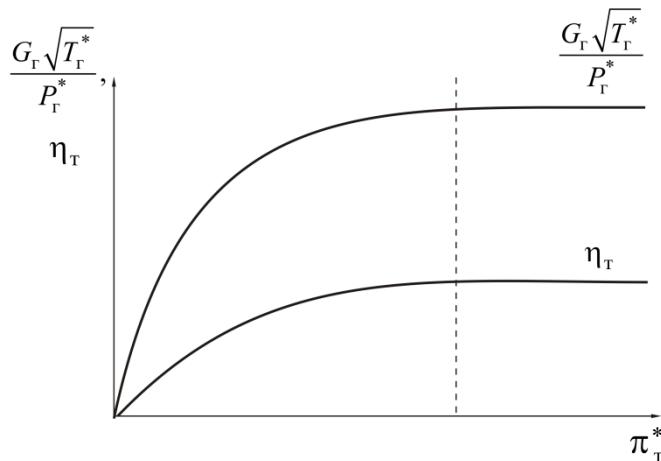


Рис. 4.1. Характеристика турбины

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 $G_{B\ KC}$, расхода воздуха, отводимого от компрессора на охлаждение $G_{B\ охл}$ и отбираемого на самолетные нужды $G_{B\ отб}$, т. е.

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

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

$$G_r = G_{B\ KC} + G_m = G_{B\ KC}(1 + q_m). \quad (4.7)$$

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

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

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

2. Мощность турбины N_t равна сумме мощностей, необходимых для вращения компрессора N_k , вспомогательных агрегатов $N_{арп}$ и преодоления трения в подшипниках N_{tp} , т.е.

$$N_t = N_k + N_{арп} + N_{tp}. \quad (4.9)$$

Если ввести

$$\eta_m = \frac{N_k}{N_t} = 1 - \frac{N_{арп} + N_{tp}}{N_t},$$

$$\text{то } N_k = N_t \eta_m \quad \text{или} \quad G_B L_k = G_r L_t \eta_m. \quad (4.10)$$

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

$$L_k = L_t \eta_m \frac{G_r}{G_B} = (1 + q_m)(1 - \delta_{охл} - \delta_{отб}) L_t \eta_m. \quad (4.11)$$

Давление заторможенного потока перед турбиной

$$p_{\Gamma}^{*} = \sigma_{KC} p_{K}^{*}. \quad (4.12)$$

3. Частота вращения компрессора равна частоте вращения турбины:

$$n_K = n_T. \quad (4.13)$$

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

$$\pi_T^{*} = \left(\frac{\sigma_{kp} \mu F_{kp}}{\sigma_{CA} \mu F_{CA}} \right)^{\frac{2n}{n+1}}.$$

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

$$G_{\Gamma} = G_B (1 + q_m) (1 - \delta_{oxl} - \delta_{otb}); \quad (I)$$

$$L_K = (1 + q_m) (1 - \delta_{oxl} - \delta_{otb}) L_T \eta_M.$$

Давление перед турбиной (4.12) $p_{\Gamma}^{*} = \sigma_{KC} p_{K}^{*}$.

Равенство частот вращения компрессора и турбины

$$n_K = n_T.$$

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

$$m_{\Gamma} F_{CA} \mu \frac{p_{\Gamma}^{*}}{\sqrt{T_{\Gamma}^{*}}} q(\lambda_{CA}) = m_B F_B \mu \frac{p_B^{*}}{\sqrt{T_B^{*}}} q(\lambda_B) (1 + q_m) (1 - \delta_{oxl} - \delta_{otb}) \quad (4.14)$$

Принимая во внимание, что $p_{\Gamma}^{*} = \sigma_{KC} p_{K}^{*} = p_B^{*} \pi_K \sigma_{KC}$, получим

$$\frac{\pi_K^{*}}{q(\lambda_{kp})} = \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^{*}}{T_B^{*}}} \frac{m_B F_B (1 + q_m) (1 - \delta_{oxl} - \delta_{otb})}{m_{\Gamma} F_{CA} \sigma_{KC} \sigma_{CA} q(\lambda_{CA})}. \quad (4.15)$$

То есть

$$\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_b)} = \sqrt{\frac{T_g^*}{T_b^*}} A, \quad (4.16), (II)$$

$$\text{где } A = f(F_{CA}) = \frac{m_b F_b (1 + q_m) (1 - \delta_{oxl} - \delta_{otb})}{m_g F_{CA} \sigma_{KC} \sigma_{CA} q(\lambda_{CA})}.$$

Полученное уравнение выражает связь между π_k и $q(\lambda_b)$, характеризующими режим работы компрессора, и отношением температур $\sqrt{\frac{T_g^*}{T_b^*}}$, являющимся важнейшим параметром ГТД.

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

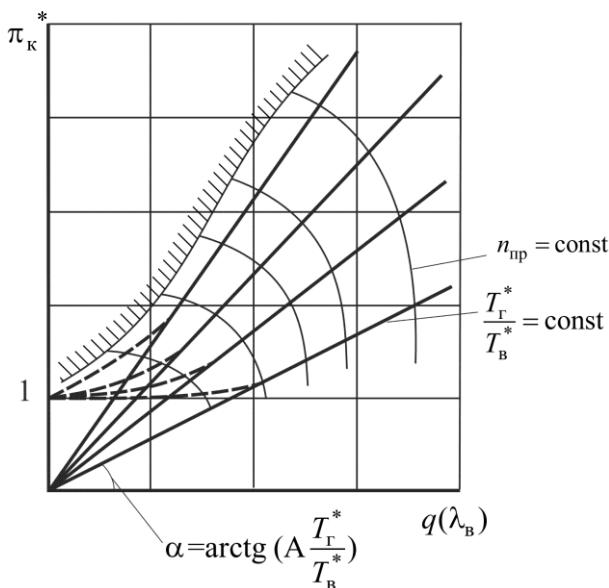


Рис. 4.2. Характеристика компрессора с нанесенными линиями $\frac{T_g^*}{T_b^*} = \text{const}$

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 $\delta_{oxl} = \text{const}$, $\delta_{otb} = \text{const}$, тогда коэффициент $A \approx \text{const}$.

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

Точки пересечения линий $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{B}}^*} = \text{const}$ с линиями $n_{\text{пп}} = \text{const}$ определяют

режимы совместной работы компрессора, КС и турбины.

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

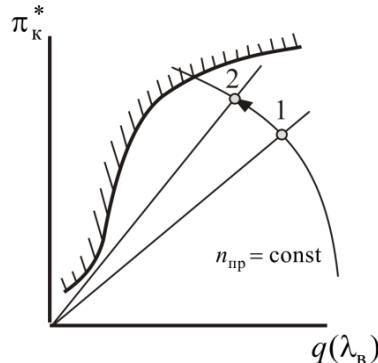


Рис. 4.3. Приближение линии $\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{B}}^*} = \text{const}$ к границе устойчивой работы при росте T_{Γ}^* ($T_{\Gamma 2}^* > T_{\Gamma 1}^*$)

Из равенства работ компрессора и турбины (4.11) получим

$$\frac{k}{k-1} R T_{\text{B}}^* \left(\pi_{\text{K}}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{K}}^*} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{T}}^* \frac{k-1}{k}} \right) \times \times \eta_{\text{T}}^* \eta_{\text{M}} (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{окл}} - \delta_{\text{отб}}). \quad (4.17)$$

После простого преобразования получим

$$\frac{\pi_{\text{K}}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{\text{K}}^*} = \frac{k_{\text{r}}}{k_{\text{r}} - 1} R_{\text{r}} \frac{k-1}{kR} \frac{T_{\text{r}}^*}{T_{\text{B}}^*} \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{r}}^{\frac{k-1}{k}}} \right) \times \times \eta_{\text{r}}^* \eta_{\text{M}} (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{окл}} - \delta_{\text{отб}}). \quad (\text{III})$$

В этом выражении можно принять

$$\frac{k_{\text{r}}}{k_{\text{r}} - 1} R_{\text{r}} \frac{k-1}{kR} (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{окл}} - \delta_{\text{отб}}) \equiv \text{const} = B.$$

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

$$\frac{n_{\text{K}}}{\sqrt{T_{\text{B}}^*}} = \frac{n_{\text{r}}}{\sqrt{T_{\text{r}}^*}} \sqrt{\frac{T_{\text{r}}^*}{T_{\text{B}}^*}}. \quad (\text{IV})$$

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:

$$\pi_{\text{K}}^* = f \left[\frac{n_{\text{K}}}{\sqrt{T_{\text{B}}^*}}; q(\lambda_{\text{B}}) \right]; \quad (\text{V})$$

$$\eta_{\text{K}}^* = f \left[\frac{n_{\text{K}}}{\sqrt{T_{\text{B}}^*}}; q(\lambda_{\text{B}}) \right]. \quad (\text{VI})$$

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

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

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

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

$$\pi_{\text{к}}^*, q(\lambda_{\text{в}}), \eta_{\text{к}}^*, \pi_{\text{т}}^*, \eta_{\text{т}}^*, \frac{n_{\text{к}}}{\sqrt{T_{\text{в}}^*}}, \frac{n_{\text{т}}}{\sqrt{T_{\text{г}}^*}}, \frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{в}}^*}, F_{\text{kp}}.$$

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

Если задать программу управления ТРД в виде уравнений

$$n = f(T_{\text{в}}^*);$$

$$T_{\text{г}}^* = f(T_{\text{в}}^*),$$

то все переменные величины, входящие в систему (I...VII), могут быть определены как функции от температуры $T_{\text{в}}^*$.

То есть расположение рабочей точки определяется только температурой $T_{\text{в}}^*$, которая учитывает изменения $H_{\text{п}}$ и $V_{\text{п}}$.

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

Программа управления ТРДФ $n_{\text{max}} = \text{const}$ непосредственно обеспечивает выполнение условия $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$.

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

$$L_{\text{к}} = \frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1} R_{\text{г}} T_{\text{г}}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{г}} - 1}{\pi_{\text{т}}^* \frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{т}}}}} \right) \eta_{\text{т}}^* \eta_{\text{м}} (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{окл}} - \delta_{\text{отб}}). \quad (4.18)$$

В этом выражении

$$\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1} R_{\text{г}} \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{г}} - 1}{\pi_{\text{т}}^* \frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{т}}}}} \right) \eta_{\text{т}}^* \eta_{\text{м}} (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{окл}} - \delta_{\text{отб}}) = \text{const.}$$

Тогда и $\frac{L_k}{T_g^*} = \text{const}$. 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 $\frac{T_g^*}{T_b^*} = \text{const}$, после несложных преобразований найдем

$$\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_b)} = \text{const} \sqrt{\frac{\frac{k_b - 1}{\pi_k^* k_b} - 1}{\eta_k^*}}. \quad (4.19)$$

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

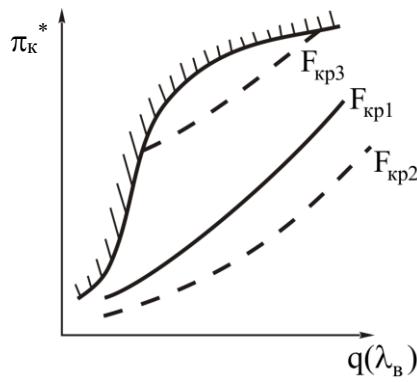
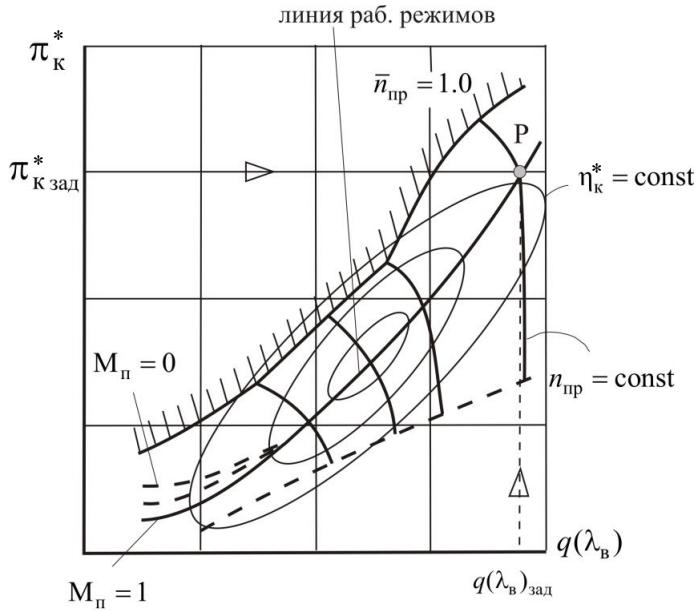
Константа в уравнении (4.19) может быть определена непосредственно из того условия, что линия совместной работы должна проходить через какую-либо наперед заданную точку на характеристике компрессора (рис. 4.4).

Если $\pi_t^* = \text{const}$, то при изменении H , V , T_h , p_h линия рабочих режимов своего положения не меняет. При малых M_n условие $\pi_t^* = \text{const}$ нарушается, и линия расслаивается (пунктирные линии на рис. 4.4).

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

Если увеличить F_{kp} , то π_t^* увеличивается, тогда для того, чтобы сохранить отношение $\frac{L_k}{T_g^*}$, нужно уменьшить T_g^* . Это означает, что линия рабочих режимов смещается вниз (F_{kp2}), т.е. запас устойчивой работы увеличивается (рис. 4.5).

При уменьшении F_{kp} (F_{kp3}) нужно увеличить T_g^* , что приводит к снижению запаса устойчивости по помпажу.

Рис. 4.5. Влияние площади F_{kp} на положение линии рабочих режимовРис. 4.6. Характеристика компрессора с нанесенной линией рабочих режимов:
Р – расчетная точка, которая определяется заданием $\pi_{k \text{ зад}}$ и $q(\lambda_{\text{зад}})$

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

Как показали исследования, расположение рабочей линии на характеристике компрессора и соответственно изменение вдоль этой линии таких параметров как η_k^* , $q(\lambda_b)$, ΔK_y существенно зависит от способа управления компрессором.

прессора, его расчетной степени повышения давления π_{kp}^* , а также программы управления самого двигателя.

На рис. 4.7, *а* и *б* рядом для сравнения покажем характеристики нерегулируемых компрессоров с $\pi_{kp}^* = 4,0$ и $\pi_{kp}^* = 10$ и нанесем рабочие линии при двух законах управления:

$$\pi_t^* = \text{const} \text{ и } T_r^* = \text{const},$$

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

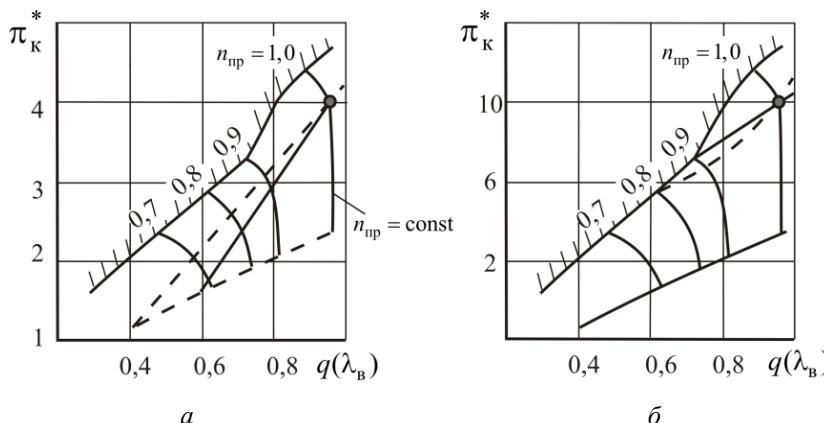


Рис. 4.7. Сравнение относительного изменения положения рабочих линий:

$$a - \pi_{kp}^* = 4; \quad b - \pi_{kp}^* = 10.$$

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

В компрессоре с низкими значениями π_{kp}^* рабочие линии удаляются от границы помпажа при снижении n_{np} и достигают границы запирания компрессора (нижняя пунктирная линия).

В компрессорах с высокими значениями π_{kp}^* происходит быстрое снижение запаса устойчивости и рабочие линии достигают границы помпажа. Это объясняется рассогласованием ступеней компрессора при уходе от расчетного режима ($n_{np} = 1,0$). На рис. 4.8 дано относительное изменение положения линии рабочих режимов и границы помпажа для компрессоров разной напорности.

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

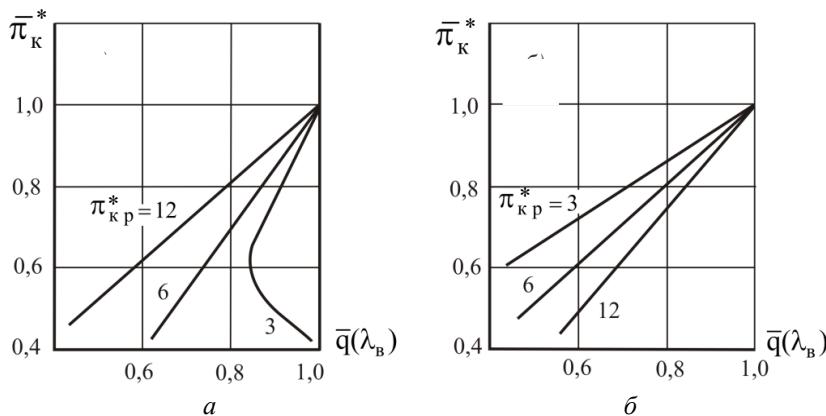


Рис. 4.8. Сравнение характера протекания линии рабочих режимов (а) и линии границы помпажа (б)

$$\frac{\bar{\pi}_K^*}{\bar{q}(\lambda_B)} = \text{const} \sqrt{\frac{\frac{k_B-1}{k_B}}{\frac{\pi_K^*}{\eta_K^*} - 1}}.$$

Линии (б) получают только экспериментальным путем.

На рис 4.9 для компрессоров разной напорности показано относительное изменение $\bar{\pi}_K^*$, $\bar{q}(\lambda_B)$.

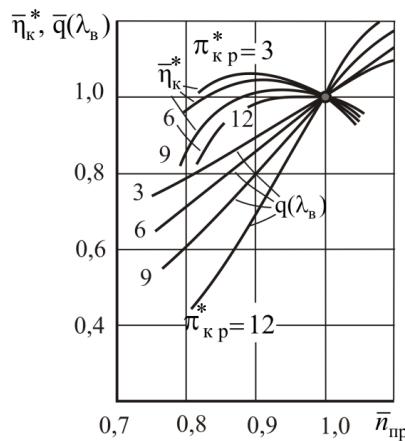


Рис. 4.9. Относительное изменение КПД компрессора ($\bar{\eta}_K^* = \eta_K^*/\eta_{Kp}^*$) и относительной плотности тока [$\bar{q}(\lambda_B) = q(\lambda_B)/q(\lambda_B)_p$] в зависимости от относительной частоты вращения ($\bar{n}_{\text{pp}} = n_{\text{pp}}/n_{\text{pp}p}$) для компрессоров разной напорности

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

На рис. 4.9 видно, что у ТРД с высокими $\pi_{\text{кр}}^*$ относительная плотность тока (или $G_{\text{в пр}}$) падает более интенсивно с уменьшением $n_{\text{пр}}$, чем у ТРД с низкими $\pi_{\text{кр}}^*$. 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 $\pi_{\text{кр}}^*$.

Характер протекания $\bar{\eta}_{\text{k}}^*$ на этом же рисунке подтверждает эти рассуждения.

На рис. 4.10 показано изменение запаса устойчивой работы компрессора ΔK_y при изменении режима работы по $\bar{n}_{\text{пр}}$:

$$\Delta K_y = \left(\frac{\pi_{\text{кр}}^* / q(\lambda_{\text{в}})_{\text{пр}}}{\pi_{\text{кр}}^* / q(\lambda_{\text{в}})_{\text{раб}}} - 1 \right) 100\%. \quad (4.20)$$

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

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

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

Улучшение запаса газодинамической устойчивости благодаря регулированию компрессора показано на рис. 4.10 пунктирной линией.

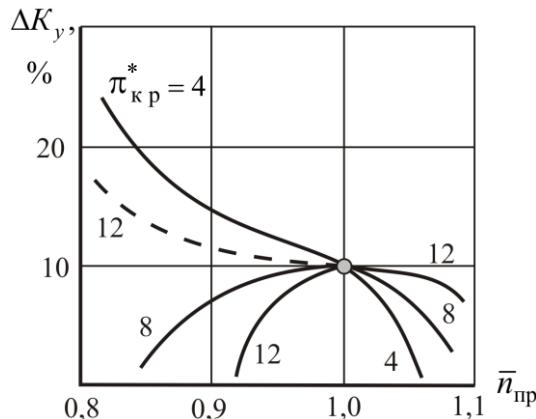


Рис. 4.10. Изменение запаса устойчивости работы компрессора ΔK_y по $\bar{n}_{\text{пр}}$

4.3.4. Построение линии рабочих режимов

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

$$n_{\text{пр}} = n \sqrt{\frac{288}{T_b^*}}$$

однозначно определяется по $T_b^* = T_h^*$. При $T_g^* = \text{const}$; $\pi_t^* = \text{const}$ рабочая линия остается той же, но рабочие точки на характеристике будут другими. В этом случае предварительно на характеристику компрессора наносят линии $T_g^*/T_b^* = \text{const}$. 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 ($\eta_{\text{кр}}^*, \pi_{\text{кр}}^*, q(\lambda_{\text{в}})_{\text{р}}, T_{\text{р}}^*/T_{\text{в}}^*$) из уравнения (4.19) определяется константа.

2. Задаваясь значениями $\pi_{\text{кр}}^*$ из уравнения (4.19), находят величину $q(\lambda_{\text{в}})$ 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,

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

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

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

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

$i_{\text{см}}^*$ – среднемассовая энталпия на входе в форсажную камеру.

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

$$G_{\text{в}}[(1+q_m)(1 - \delta_{\text{отб}}) + \delta_{\text{воз}} + q_{m,\phi}] = m_{\text{р}} q(\lambda_{\text{с кр}}) F_{\text{с кр}} \frac{p_{\text{т}}^* \sigma_{\phi \text{ к}}}{\sqrt{T_{\phi}^*}}. \quad (4.22)$$

Здесь $\delta_{\text{воз}} = G_{\text{в воз}}/G_{\text{в}}$ – 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. Пере-

менных 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 ($G_{m.\phi} = \text{var}$).

Прежде чем рассматривать управление ТРДФ на форсированных режимах, следует остановиться на вопросе об изменении параметров турбокомпрессорной части двигателя ($T_{\text{г}}^*, \pi_{\text{k}}^*, \pi_{\text{t}}^*$ и др.) при переходе с максимального режима на форсированный. Очевидно, что максимально допустимые значения частоты вращения и температуры газа перед турбиной не должны превышаться при работе на форсированном режиме, т.е. на этом режиме должны выдерживаться условия $T_{\text{г}}^* \leq T_{\text{г min}}^*$ и $n \leq n_{\text{max}}$. 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 величины π_{t}^* .

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

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

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

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

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 $F_{c \text{ kp} \phi}$.

4.4.1. Управление ТРДФ по двум параметрам

При управлении ТРДФ по двум параметрам регулирующими 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 ($F_{c \text{ kp} \phi} = \text{const}$) 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 $\pi_{\text{k}0}^*$ будет таким же, как и у ТРД. Так как при $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$ отношение температур $T_{\text{г}}^* / T_{\phi}^* = \text{const}$, то при $F_{\text{с кр ф}} = \text{const}$ из уравнения (4.24) получим, что $T_{\phi}^* / T_{\text{г}}^* = \text{const}$, т.е. температура T_{ϕ}^* меняется пропорционально температуре $T_{\text{г}}^*$. Зависимости $T_{\phi}^* / T_{\phi 0}^* = f(n_{\text{пр}}, \pi_{\text{k}0}^*)$ показаны на рис. 4.11. Условие $T_{\phi}^* / T_{\text{г}}^* = \text{const}$ при $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$ справедливо также для двухвального ТРДФ с $F_{\text{с кр ф}} = \text{const}$.

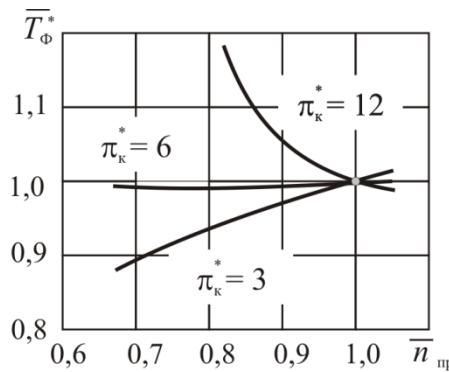


Рис. 4.11. Изменение относительной температуры газа в форсажной камере ТРДФ с компрессорами различной напорности при законе управления $n = \text{const}$; $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$

Закон управления: $T_{\text{г}}^* = \text{const}$; $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$. Так как сигналы датчиков температуры $T_{\text{г}}^*$, пропорциональной $T_{\text{г}}^*$ при $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$, воздействуют на подачу топлива в основную камеру сгорания, обеспечивая выполнение условия $T_{\text{г}}^* = \text{const}$, 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 $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$, автоматически обеспечивает в соответствии с условием $T_{\phi}^* / T_{\text{г}}^* = \text{const}$ 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 $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ при $F_{\text{с кр}} = \text{const}$ (рис. 4.12).

Закон управления: $n_{\text{пр}} = \text{const}$; $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$. При данном законе управления у ТРДФ с ростом $T_{\text{в}}^*$ будет расти $n \sim \sqrt{T_{\text{в}}^*}$ и температура газа $T_{\text{г}}^* \sim T_{\text{в}}^*$ (рис. 4.13). В соответствии с условием $T_{\text{ф}}^* / T_{\text{г}}^* = \text{const}$ температура $T_{\text{ф}}^*$ будет расти пропорционально $T_{\text{г}}^*$.

Из-за резкого изменения параметров в зависимости от $T_{\text{в}}^*$ при изменении $M_{\text{п}}$ и $H_{\text{п}}$ 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.

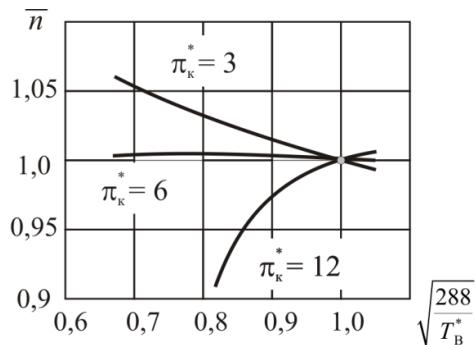


Рис. 4.12. Зависимость относительной частоты вращения от параметра $\sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}}$

при управлении по закону $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ для двигателей с компрессорами различной напорности

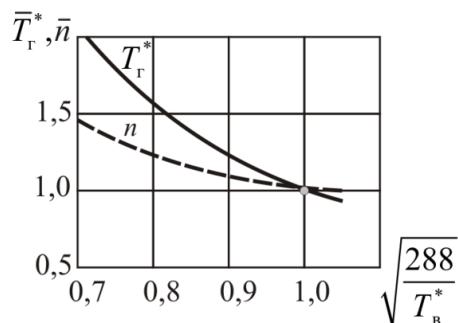


Рис. 4.13. Изменение относительных величин $\bar{T}_{\text{г}}^*$ и \bar{n} при управлении по закону $n_{\text{пр}} = \text{const}$ от параметра $\sqrt{\frac{288}{T_{\text{в}}^*}}$

4.4.2. Управление ТРДФ по трем и четырем параметрам

При управлении ТРДФ по трем параметрам регулирующими факторами будут: расходы топлива в основной ($G_m = \text{var}$) и форсажной ($G_{m\phi} = \text{var}$) камерах сгорания и критическое сечение реактивного сопла ($F_{c\text{кр}\phi} = \text{var}$), 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 $F_{c\text{кр}\phi}$, воздействующего на π_t^* , а $T_{\phi}^* = \text{const}$ изменением $G_{m\phi}$ по сигналу датчиков косвенного измерения T_{ϕ}^* . Так как на форсированных режимах работы турбокомпрессора остается такой же, как и на максимальном режиме, то сохраняет силу условие (4.24). Поэтому, зная изменение π_t^* , T_{Γ}^* и $F_{c\text{кр}}$ от $n_{\text{пр}}$ на максимальном режиме работы ТРД, можно найти зависимость $F_{c\text{кр}\phi}$ 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 $F_{c\text{кр}\phi}$ САР обеспечивает условие $n \sim \sqrt{T_{\Gamma}^*}$, а не $n = \text{const}$. Существенное изменение n при изменении T_{Γ}^* 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: $n = \text{const}$; $T_{\Gamma}^* = \text{const}$; $T_{\phi}^* = \text{const}$; $\Delta K_y = \text{const}$. 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

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

где $\eta_{\Gamma\Sigma}$ – 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. 4.14 представлена зависимость α_{Σ} от $T_{\text{в}}^*$ при $T_{\phi}^* = \text{const}$.

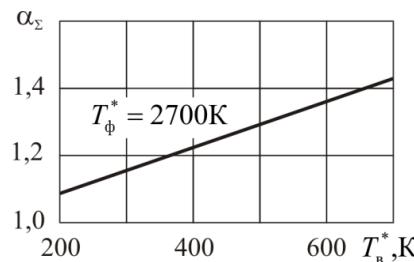


Рис. 4.14. Изменение суммарного коэффициента избытка воздуха в зависимости от $\bar{T}_{\text{в}}^*$ при $\bar{T}_{\phi}^* = \text{const}$

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 $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$.

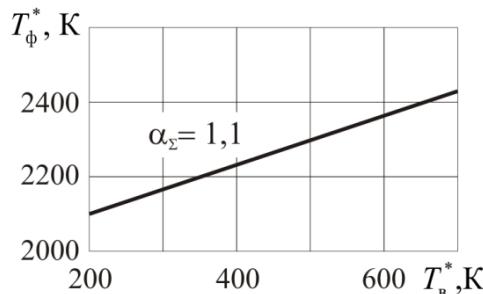


Рис. 4.15. Изменение T_{ϕ}^* от T_b^* при $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$

На рис. 4.15 показана зависимость температуры T_{ϕ}^* от температуры T_b^* 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 характеристические 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 характерными сечениями величина π_t сохраняется постоянной на режимах сверхкритического истечения из сопла. На двигателе с регулируемым соплом величина π_t может изменяться путем управления 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 частей 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 $G_{в пр}$) однозначно определяется величиной отношения T_g^*/T_b^* 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 крата, а линия рабочих режимов относительно более полога, 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 управления. Заданное изменение параметров управления осуществляется за счет соответствующего изменения независимых управляющих факторов, таких как G_m , $F_{с кр}$, $G_{m \phi}$.

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_b^* значения температуры газа перед турбиной T_g^* будут уменьшено?
5. Как изменит свое положение рабочая точка на характеристике компрессора двигателя с нерегулируемыми сечениями при снижении режима работы двигателя (величин T_g^* 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_g^* , частоты вращения ротора n выполненного одновального ТРД при увеличении подачи топлива в камеру сгорания G_m ? При увеличении площади критического сечения сопла $F_{c\ kр}$?

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 ($\sigma_{\text{вх}}$, η_k , η_t и т.д.) и параметров рабочего процесса (π_k, T_g^*) 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_b , π_k , F_{CA} , F_c и другие величины, требуется подобрать, например, T_g^* , η_k , η_t 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 $H_{\text{п}}$, $M_{\text{п}}$, $p_{\text{п}}$, $T_{\text{п}}$, определяются:

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

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

$$\pi_V = \frac{p_{\text{в}}^*}{p_{\text{п}}}.$$

Компрессор

Известны π_k^* , η_k^* , $p_{\text{в}}^*$, $T_{\text{в}}^*$, определяются:

$$p_k^* = p_{\text{в}}^* \pi_k^*;$$

$$L_k = \frac{k}{k-1} R T_{\text{в}}^* \left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_k};$$

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

$$T_{\kappa}^* = T_{\text{b}}^* \left(1 + \frac{\pi_{\kappa}^{* \frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{\kappa}^*} \right).$$

Камера сгорания

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

$$p_{\text{r}}^* = p_{\kappa}^* \sigma_{\text{KC}};$$

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

В *турбине* определяются:

$$L_{\kappa} = L_{\text{t}} \eta_{\text{m}} (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{окл}} - \delta_{\text{отб}}),$$

в свою очередь

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

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

подставим

$$\frac{k}{k-1} R T_{\text{b}}^* \left(\pi_{\kappa}^{* \frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\kappa}} = \frac{k_{\text{r}}}{k_{\text{r}} - 1} R T_{\text{r}}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{t}}^{* \frac{k_{\text{r}}-1}{k_{\text{r}}}}} \right) \eta_{\text{m}} (1 + q_m) (1 - \delta_{\text{окл}} - \delta_{\text{отб}}),$$

отсюда можно определить π_{t}^* , далее

$$p_{\text{t}}^* = \frac{p_{\text{r}}^*}{\pi_{\text{t}}^*};$$

$$\begin{cases} L_{\text{т}} = \frac{k_{\text{т}}}{k_{\text{т}} - 1} R_{\text{т}} T_{\text{т}}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{т}} - 1}{\pi_{\text{т}}^* k_{\text{т}}}} \right) \eta_{\text{т}}^*; \\ L_{\text{т}} = \frac{k_{\text{т}}}{k_{\text{т}} - 1} R_{\text{т}} (T_{\text{т}}^* - T_{\text{т}}^*), \end{cases}$$

отсюда

$$T_{\text{т}}^* = T_{\text{т}}^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{т}} - 1}{\pi_{\text{т}}^* k_{\text{т}}}} \right) \eta_{\text{т}}^* \right].$$

В *выходном устройстве* определяются:

$$\pi_{\text{в}} \pi_{\text{к}}^* \sigma_{\text{вх}} \sigma_{\text{кв}} = \pi_{\text{т}}^* \pi_{\text{c}};$$

$$\pi_{\text{c}} = \frac{\pi_{\text{в}} \pi_{\text{к}}^* \sigma_{\text{вх}} \sigma_{\text{кв}}}{\pi_{\text{т}}};$$

$$C_{\text{c}} = \varphi_{\text{c}} \sqrt{\frac{2k_{\text{т}}}{k_{\text{т}} - 1} R_{\text{т}} T_{\text{т}}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{т}} - 1}{\pi_{\text{c}}^* k_{\text{т}}}} \right)}.$$

Затем вычисляются выходные данные двигателя:

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

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

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

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

По величине $G_{\text{в}}$ определяют $F_{\text{вх}}, F_{\text{CA}}, F_{\text{kp}}, F_{\text{c}}$.

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_h, T_h) 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_g^* и др.), а также значения тяги и удельного расхода топлива.

Максимальный режим (взлетный)

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

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

Максимальный продолжительный (номинальный) режим

$\bar{P}_{\text{м пр}} = 0,85 \dots 0,9 \bar{P}_{\max}$; $\bar{n}_{\text{м пр}} = 0,95 \dots 1,0 \bar{n}_{\max}$; время непрерывной работы ограничено ($\tau_{\text{огр}} = 1 \dots 2$ 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. $\bar{P}_{\text{кр}} = 0,5 \dots 0,8 \bar{P}_{\max}$.

Время непрерывной работы не ограничивается в пределах ресурса, $\bar{n}_{\text{кр}} = 0,7 \dots 0,9 \bar{n}_{\text{max}}$.

Режим малого газа

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

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

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

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 стены вызывают огромные затраты энергии, они весьма сложны, эксплуатация их дорога. Либо используют летающую лабораторию, созданную 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 про-

движения 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 $n_{\text{пр}}$.

2. Для каждого заданного режима полета (M_{n} , H_{n}) по T_{h}^* и программе управления частоты вращения определяют

$$n_{\text{пр}} = n \sqrt{\frac{288}{T_{\text{h}}^*}}.$$

Используя значения $n_{\text{пр}}$, на вспомогательных зависимостях находят соответствующие значения параметров π_{k} , $q(\lambda_{\text{в}})$, η_{k} , π_{t} , $T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*$ и др.

3. Параметр $\sigma_{\text{вх}}$ находят по характеристике входного устройства.
4. По найденным параметрам последовательно определяют параметры газового потока во всех характерных сечениях двигателя и в итоге $P_{\text{дв}}$ и $C_{\text{уд}}$.

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

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

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

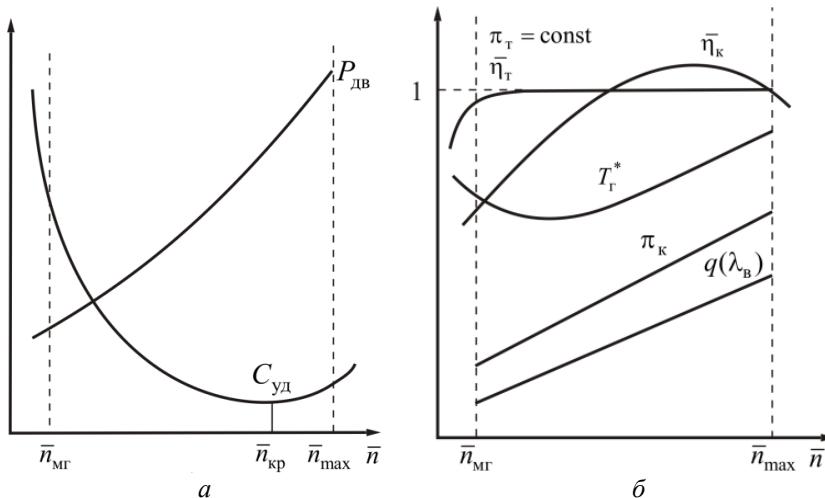


Рис. 5.1. Пример дроссельной характеристики однокаскадного ТРД

На низких частотах вращения (рис. 5.1,б) нарушается условие $\pi_{\text{т}} = \text{const}$. Величина $\pi_{\text{т}}$ начинает уменьшаться, при этом для сохранения баланса работ турбины и компрессора требуется рост $T_{\text{г}}^*$ (этого же требует уменьшение значений $\eta_{\text{к}}$, $\eta_{\text{т}}$).

Что касается удельного расхода топлива $C_{\text{уд}}$, то он имеет минимум. Снижение $T_{\text{г}}^*$ и $\pi_{\text{к}}^*$ приводит к уменьшению потерь энергии с выходной скоростью (к увеличению полетного КПД $\eta_{\text{п}}$ при $V_{\text{п}} > 0$) 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 максимально-

го 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; $\pi_k^* = 6$; $T_g^* = 1400$ К; $T_{\phi_{\max}}^* = 2000$ К).

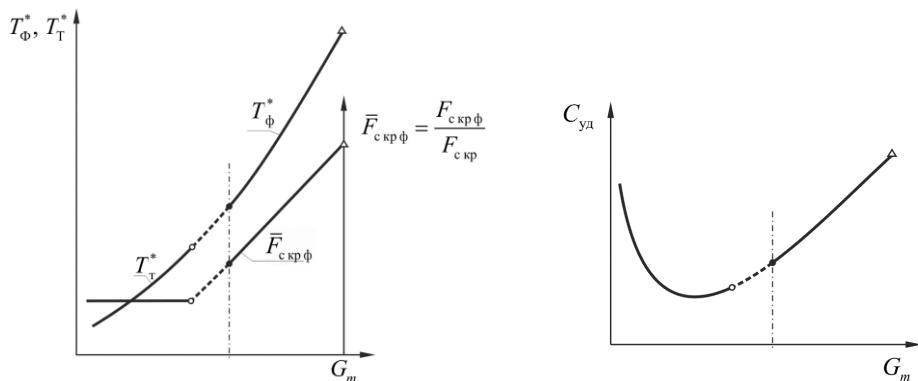


Рис. 5.2. Пример дроссельной характеристики ТРДФ

на режимах с включенной и выключенной форсажной камерой:

Δ – полный форсированный режим; • – минимальный форсированный режим;

○ – 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 $F_{c\ kр\phi}$ 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 раз-

рывной, так как в области низких T_{ϕ}^* , близких к температуре газов за турбиной T_{τ}^* , 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 $G_{\text{в}}$, π_{k} , T_{τ}^* 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_c , что в совокупности приводит к повышению тягового КПД.

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

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

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

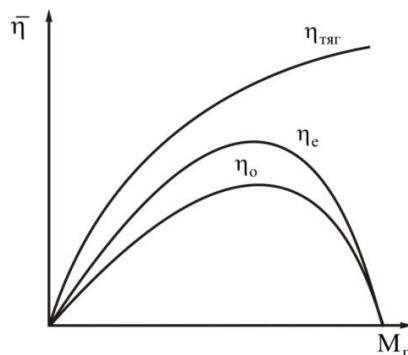


Рис. 5.3. Изменение КПД двигателя от скорости полета

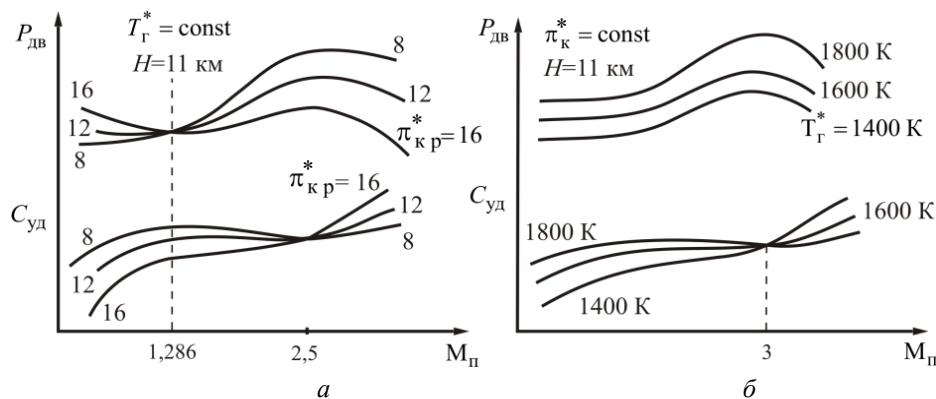


Рис. 5.4. Влияние расчетных значений π_{kp} (а) и T_r^* (б)
на изменение скоростных характеристик ТРД

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

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

Рассмотрим ТРДФ с законом управления $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$; $T_\phi^* = \text{const}$. 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_r^* у турбореактивного двигателя на максимальном и форсированном режимах меняются в зависимости от M_nu и H_nu одинаково.

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

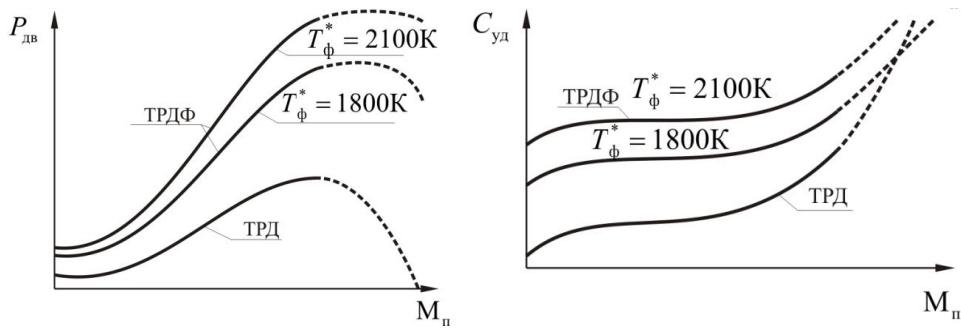


Рис. 5.5. Скоростные характеристики ТРД и ТРДФ
при $H_{\text{н}} = \text{const}$, $\pi_{\text{кр}}^* = \text{const}$, $T_{\text{г max}}^* = \text{const}$ и различных значениях
температуры газа в форсажной камере

На рис. 5.6 показаны характеристики ТРДФ при различных значениях $T_{\text{г}}^*$ и одинаковых $\pi_{\text{кр}}^*$ и T_{ϕ}^* . 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 $\lambda_{\text{ср}}$ и скорости истечения из реактивного сопла $C_{\text{с}}$. Таким образом, с ростом $T_{\text{г}}^*$ тяга увеличивается за счет $C_{\text{с}}$.

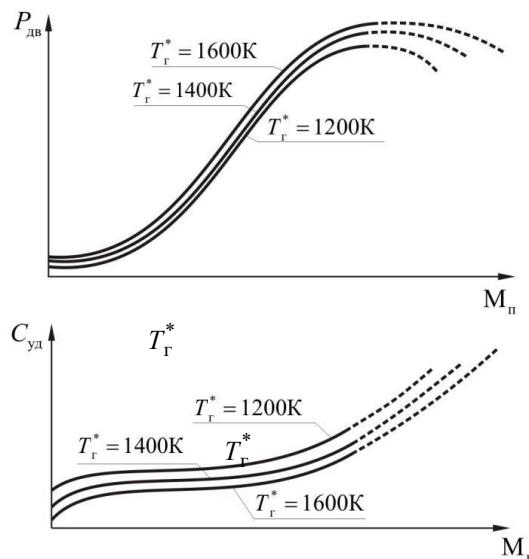


Рис. 5.6. Скоростные характеристики ТРДФ при $H_{\text{н}} = \text{const}$, $T_{\phi \text{ max}}^* = \text{const}$,
 $T_{\text{г max}}^* = \text{const}$ и различных значениях температуры газа перед турбиной

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

Скоростные характеристики ТРДФ с различными значениями π_{kp}^* 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 π_{kp}^* у ТРД и ТРДФ качественно одинаково влияет на изменение $P_{дв}$ и $C_{уд}$ в зависимости от M_{π} .

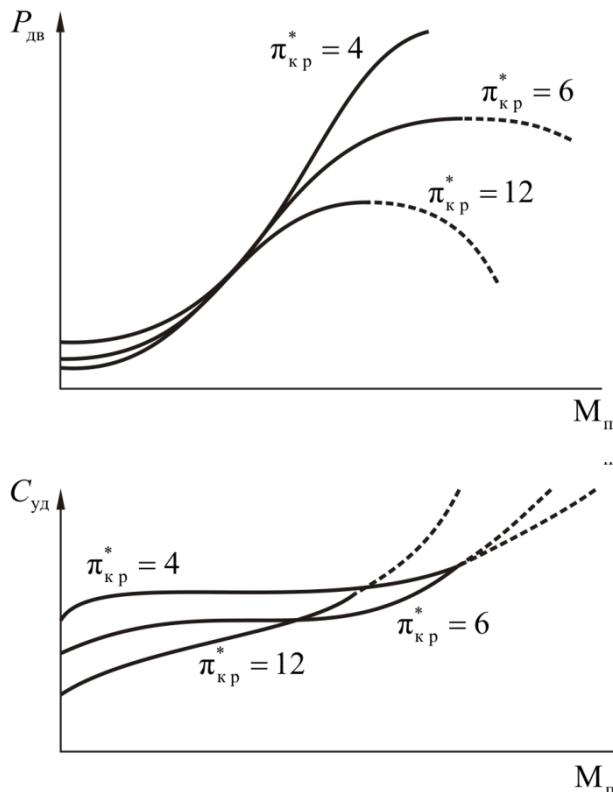


Рис. 5.7. Скоростные характеристики ТРД и ТРДФ при $H_{\pi} = \text{const}$,
 $T_{\phi \max}^* = \text{const}$ и различных значениях π_{kp}^*

5.5. ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

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

С ростом высоты до 11 км увеличивается π_{k} , так как соответствующее уменьшение T_h при $n = \text{const}$ приводит к увеличению $n_{\text{пп}} = n \sqrt{\frac{288}{T_h}}$ и перемещению рабочей точки 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 $L_{\text{k}} \approx \text{const}$, происходит увеличение π_{k} . При условии $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ увеличивается степень подогрева воздуха в двигателе $T_{\text{г}}^* / T_h^*$. Одновременный рост π_{k} и $T_{\text{г}}^* / T_h^*$ приводит к увеличению $P_{\text{уд}}$.

Расход воздуха с увеличением высоты H_{n} 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_{k} , а затем $C_{\text{уд}} \approx \text{const}$.

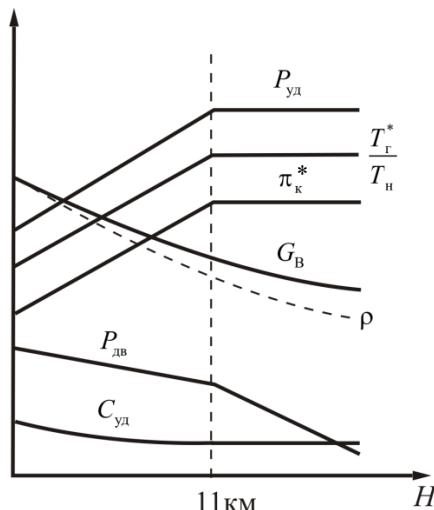


Рис. 5.8. Высотная характеристика ТРД при $M_{\text{n}} = \text{const}$

На высотах от 11 до 20 км температура наружного воздуха сохраняется неизменной. Поэтому удельные параметры ($P_{уд}$, $C_{уд}$, T_g^*/T_h^*) 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 ($\sigma_{вх}$, η_k^* , η_t^* и т.д.) и параметров рабочего процесса (π_k^* , T_g^*) при наилучшем сочетании удельных параметров ($P_{уд}$, $C_{уд}$).
2. Сущность поверочного расчета обычно состоит в подборе, например η_k^* , η_t^* , T_g^* 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_h , T_h) и полетных (H_p , V_p) 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 (n , T_g^* 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 является наиболее распространенным на сегодня типом авиационного двигателя, хотя, справедливо ради, огромное количество авиации по-прежнему оснащаются поршневыми двигателями.

Коренной особенностью авиационного ГТД, отличающей его от других типов двигателей (например, электродвигателя или ДВС), заключается в том, что вне ЛА он становится не нужным. 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 это 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 (как правило, государством) и исполнителем (ОКБ). На этом этапе так называемо-

го 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 (ТП), 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 Самарском университете на кафедре теории двигателей летательных аппаратов им. В.П. Лукачева вот уже более 30 лет проводятся научные исследования по этому этапу, также известному как начальный этап проектирования. Это одно из наиболее интересных и ответственных направлений теории ВРД, поскольку от него зависит насколько эффективно двигатель будет увязан с ЛА.

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).

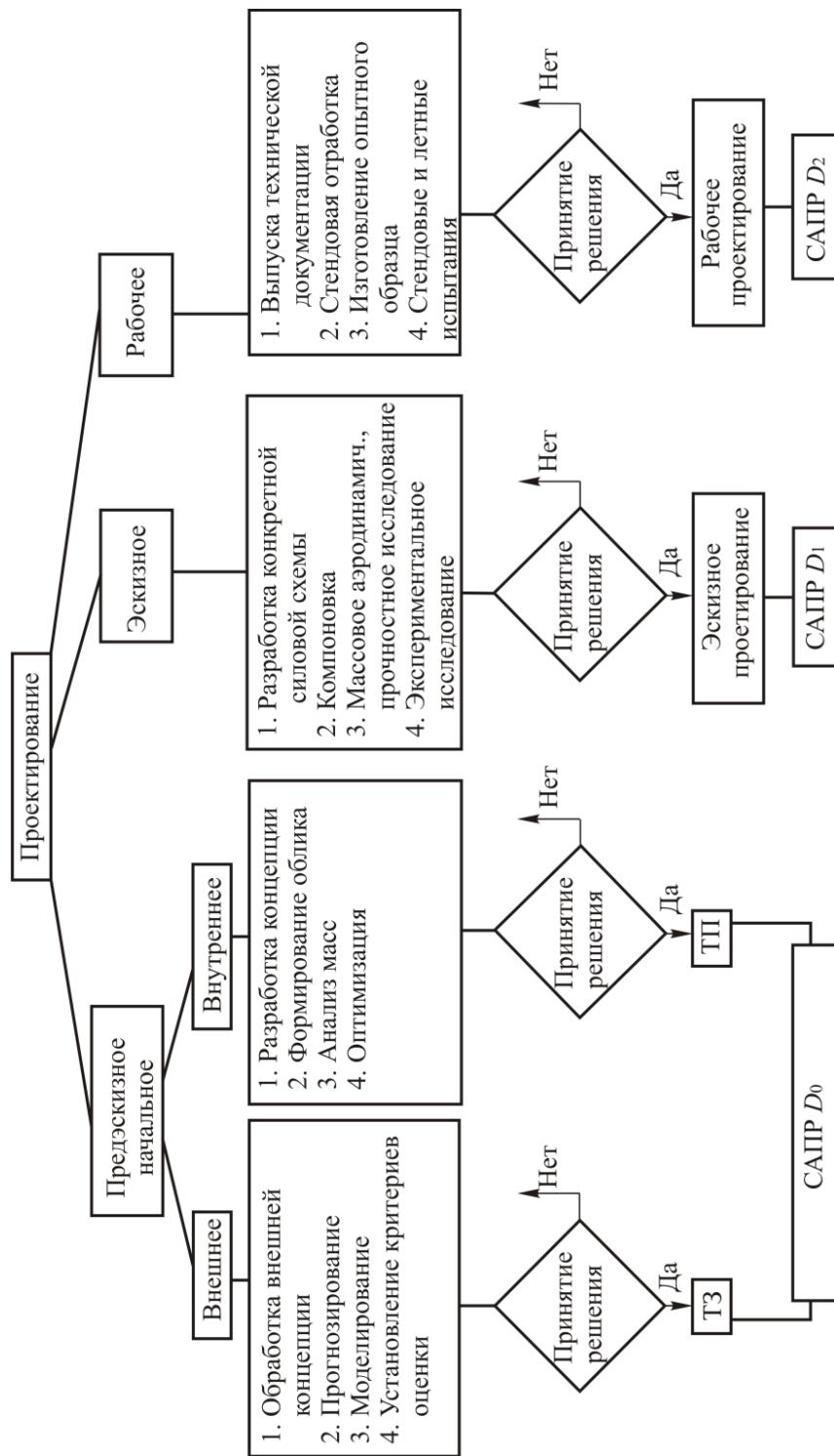


Рис. 6.1. Схема процесса проектирования

Однако решения, принятые на этом этапе, на 3/4 определяют стоимость проектирования 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.

Большое значение на этом этапе придают 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: $C_{уд}$, $P_{дв}$, $M_{дв}$, $D_{габ}$. 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 полета и производительности в настоящее время обычно оценивают по комплексу таких критериев, как:

- затраты топлива летательным аппаратом на 1 т·км:

$$C_{\text{т·км}} = \frac{M_{\text{мL}}}{M_{\text{кн}} L_{\text{п}}} ; (0,25 \dots 0,35 \text{ кг/т·км});$$

- весовая отдача по коммерческой нагрузке:

$$\overline{M}_{\text{кн}} = \frac{M_{\text{кн}}}{M_0} ; (0,15 \dots 0,2 \text{ кг/т км});$$

- себестоимость перевозок:

$$a = \frac{A_{\text{q}}}{M_{\text{кн}} V_{\text{т}} \xi} ; (0,2 \dots 0,25 \text{ у.е/т·км});$$

- величина прибыли:

$$\text{Пр} = (D - a) \Pi_{\text{q}} > 15\%.$$

При оценке эффективности вертолетов, для которых наиболее типично многоцелевое назначение, в комплексную оценку могут также входить: стоимость вертолето-часа (при нетранспортных работах, санитарного, учебного, административного назначения), максимальная дальность полета (аэрофотосъемка, облет ЛЭП и т.п.), особые виды производительности (Псх – при сельскохозяйственных работах, Пкр – при крановых работах) и ряд других. Таким образом, при оценке эффективности эксплуатируемого ЛА число критериев, входящих в комплексную оценку, может достигать 4...7.

Для проектируемого 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 используют 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 аэродинами-

ческими 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 . Для заданных значений расчетной дальности полета – L_p , крейсерской скорости полета V_{kp} , полезной нагрузки – M_{kh} , стоимости летательного аппарата – S_{LA} и ресурса ГТД – T_{pec} она 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_{cy+m} – суммарная масса СУ и топлива, потребного для полета на заданную дальность. При прочих равных условиях уменьшение величины M_{cy+m} обеспечивает повышение эффективности ЛА. Используют также удельные аналоги этого критерия:

$$\gamma_P = \frac{M_{cy+m}}{P_{kp\Sigma}} \text{ для ТРД и ТРДД и } \gamma_e = \frac{M_{cy+m}}{N_{e kp}} \text{ для ТВД}$$

$$\text{или } \gamma_e = \frac{M_{cy+m}}{N_{e kp}} \text{ для ГТД СТ.}$$

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:

$$S_{ж LA} = S_{окр} + S_{изг} + S_{кап} + S_{гсм} + S_{то} + S_{пем}.$$

Таким образом, комплекс критериев эффективности системы ЛА–ГТД насчитывает более двух десятков показателей. Это означает, что задача выбора значений параметров рабочего процесса является многокритериальной и, следовательно, носит векторный характер. Поэтому среди множества оптимальных решений для каждой из целевых функций (критериев) невозмож-

но найти такое решение, которое удовлетворит всем экстремальным значениям. Рассмотрим, например, типичные результаты оптимизации одного из важных параметров – степени повышения давления π_k для некоторого ряда критериев эффективности (рис. 6.2).

На этом рисунке наглядно видно, что в окрестностях экстремума целевые функции системного ряда

$$(S_{жЛА}, M_{cy+m}, M_0, \dots)$$

протекают весьма полого. Как свидетельствует опыт проектирования авиационных ГТД, с тех самых пор, когда впервые был определен минимум для $C_{уд} = f(\pi_k)$, при выборе значений параметров рабочего процесса предпринимаются попытки находить компромиссные решения путем некоторых отступлений от минимума Суд. Такие отступления дают конструктору возможность получить существенные преимущества, не входящие непосредственно в условия оптимизации (схемные, компоновочные, технологические, эксплуатационные и др.).

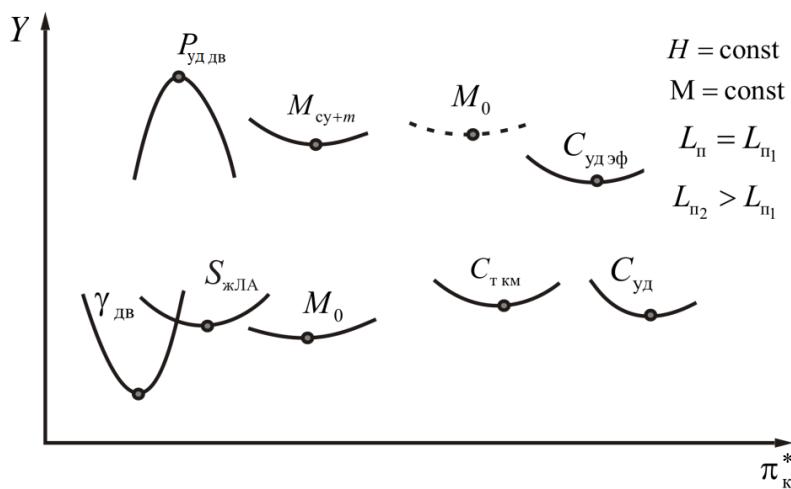


Рис. 6.2. Результаты оптимизации π_k для ряда критериев эффективности ЛА

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 $\Delta y = 0,5\ldots1,0\%$ (рис. 6.3) проектировщик получает возможность практически без ущерба для эффективности системы ЛА – ГТД выбирать, например, значения $\pi_{\text{к нв}}^*$ на 30...40% меньше, чем $\pi_{\text{к опт}}^*$. 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 Δy могут одновременно удовлетворить множеству требований, предъявляемых к ГТД. Компромиссные значения параметров в инженерной практике принято называть рациональными. Именно на них ориентируются при проектировании ГТД.

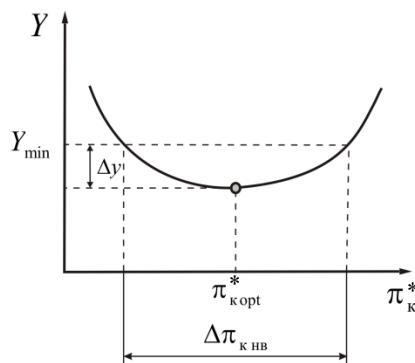


Рис. 6.3. Пример оптимизации функции одной переменной и нахождения $\Delta\pi_{\text{к нв}}$

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_h (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

$$G_{m \text{ cp ч}} = \frac{M_{mL}}{t_{\Pi}}$$

вследствие различных эволюций ЛА (набор высоты и т.п.) над крейсерским часовым расходом

$$G_{m \text{ ч}} = C_{уд кр} P_{кр} 3600$$

невелико:

$$\bar{G}_m = \frac{G_{m \text{ cp ч}}}{G_{m \text{ ч}}} = f(L_{\Pi}),$$

составляет обычно 5...15% и зависит, в основном, от дальности полета (рис. 6.4).

На величину и характер изменения по параметрам двигателя критерии оценки эффективности ЛА также 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 $t_h = 15\dots30^\circ\text{C}$ и $M_{\text{пп}} = 0\dots0,25$. Параметры этого режима определяют также и величину $L_{\text{впп}}$. 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.

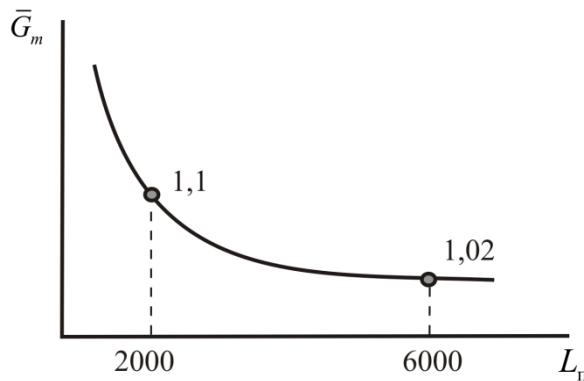


Рис. 6.4. Зависимость коэффициента \bar{G}_m от дальности полета

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 поиска наилучшего для ЛА сочетания 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 π^*_k и T_g^* 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 небезразлично, 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 большой части параметров ($\sigma_{\text{в}}$, $\sigma_{\text{КС}}$, $\eta_{\text{к}}$, $\eta_{\text{г}}$, $\eta_{\text{т}}$, $\Phi_{\text{с}}$ 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*.

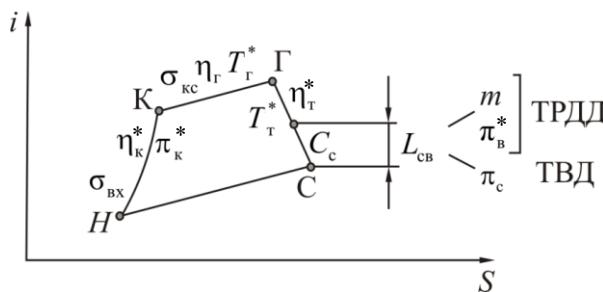


Рис. 6.5. Реальный термодинамический цикл ВРД

Оптимизировать же необходимо лишь те параметры, которые определяют замкнутую систему уравнений проектного термогазодинамического расчета двигателя и изменяются в широком диапазоне значений (например, $\pi_{\text{к}}^* = 4 \dots 40$). Количество таких параметров зависит, прежде всего, от типа ГТД. В ТРДД систему уравнений проектного термогазодинамического расчета, как известно, в общем случае определяют четыре параметра: $\pi_{\text{к}}^*$, $\pi_{\text{в}}^*$, m , $T_{\text{г}}^*$. Значения остальных необходимых для расчета параметров прогнозируются.

Необходимо отметить, что величина применяемых в настоящее время значений температуры $T_{\text{г}}^*$ (1600...1650 К) рассматривается с точки зрения ее обеспечения системой охлаждения лопаток турбины и соответствующими материалами, и эта величина меньше, чем $T_{\text{г опт}}^*$. Поэтому выбор оптимальных значений $T_{\text{г}}^*$ пока ограничивается достигнутым конструктивно-техническим 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 $\pi_{\text{к}}^*$ и $T_{\text{г}}^*$, выбранная величина степени двухконтурности m полностью определяет сравнительно узкие пределы изменения $\pi_{\text{в}}$.

Например, при $m = 6\dots8$ и 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_{cy+m} (рис. 6.6) от степени понижения давления в выходном устройстве ТВД.

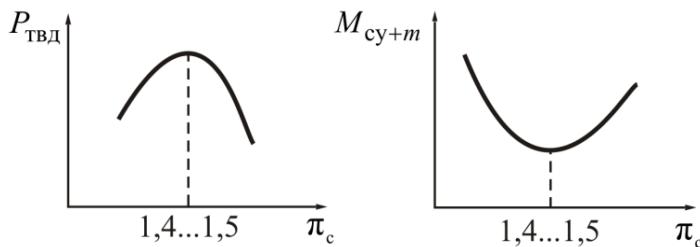


Рис. 6.6. Зависимости $P_{твд}$ и M_{cy+m} от степени понижения давления в выходном устройстве ТВД

Обоснование надежности полученных результатов оптимизации параметров ГТД. Величина и характер изменения критериев оценки ЛА, естественно, зависят 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_n , $M_{кн}$, H_n и др.), расчетные значения других обеспечить в процессе создания ГТД и ЛА не всегда удается (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 несколько вариантов двигателя вблизи расчетного оптимума. 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 не полной 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

$$M_0 = \underbrace{M_{\text{пл}} + M_{\text{об}}}_{\text{const}=(0,35...0,5)M_0} + \overbrace{M_{\text{кн}} + M_{\text{сл}}}^{\uparrow} + \overbrace{M_m + M_{mc} + M_{cy}}^{\downarrow}$$

наглядно видно, что снижение M_0 (или повышение $M_{\text{кн}}$ при $M_0 = \text{const}$) может быть получено путем уменьшения $M_{\text{cy}+m}$. 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 $M_{\text{cy}+m}$ и соответствующие значения m_{opt} , $\pi_{\text{k opt}}^*$ по этому критерию.

Составляющая $M_{\text{cy}+m}$, связанная с запасом топлива на борту ЛА, определяется следующим выражением:

$$M_{m \text{ LA}} = n_{\text{дв}} G_m C_{\text{уд}} P_{\text{дв кр}} t_{\text{п}} .$$

Видно, что величина $M_{m \text{ LA}}$ при заданных ТУ на ЛА определяется величиной $C_{\text{уд}}$ при $P_{\text{дв кр}}$. Методики расчета величин $C_{\text{уд}}$, $P_{\text{дв}}$ 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 $C_{\text{уд}}$ редко превышает 2...3%.

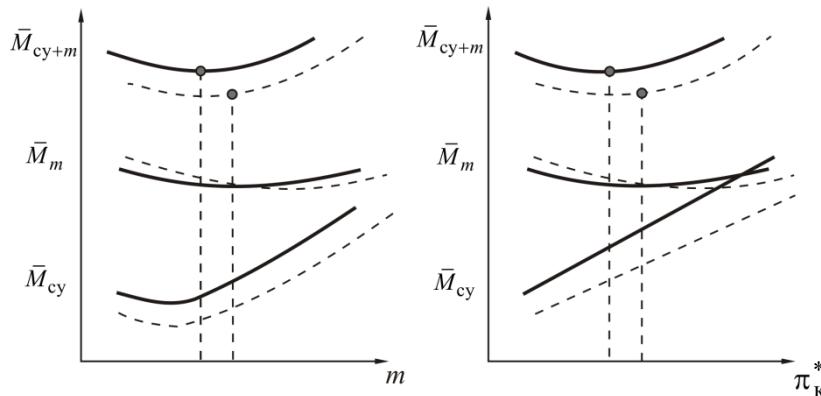


Рис. 6.7. К образованию минимума целевой функции $M_{\text{cy}+m}$
при $T_{\text{г2}}^* (--) > T_{\text{г1}}^* (—)$

Что касается M_{cy} и $M_{\text{дв}}$, то ситуация здесь сложнее. Масса силовой установки связана с массой двигателя следующим соотношением:

$$M_{\text{cy}} = k_{\text{cy}} n_{\text{дв}} M_{\text{дв}}$$

Для ТВД в случае вычисления массы силовой установки можно использовать формулу

$$M_{\text{cy}} = n_{\text{дв}} (M_{\text{дв}} k_{\text{cy}} + M_{\text{ред}} + M_{\text{вв}}).$$

В этом выражении коэффициент массы силовой установки:

$K_{\text{cy}} = 1,45 \dots 1,6$ для ТРД и ТРДД;

$K_{\text{cy}} = 1,7 \dots 2$ для ТРДФ и ТРДДФ и вертикальных ГТД;

$K_{\text{cy}} = 1,35 \dots 1,45$ для ТВД;

$M_{\text{дв}}$ – масса ТВД без редуктора;

$M_{\text{ред}}$ – масса редуктора, которую можно оценить по формуле

$$M_{\text{ред}} = 5 + 78 \left(\frac{N_e}{n_{\text{вв}}} \right) - 2,375 \left(\frac{N_e}{n_{\text{вв}}} \right)^2,$$

где N_e – мощность на выводном валу, кВт;

$n_{\text{вв}}$ – частота вращения воздушного винта;

если неизвестна величина $n_{\text{вв}}$, то

$$M_{\text{ред}} = 9820 N_e^{-0.269};$$

$M_{\text{вв}}$ – масса воздушного винта,

$$M_{\text{вв}} = C_1 P_{\text{в взл}};$$

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; $n_{\text{дв}}$ – количество двигателей на ЛА.

6.3.1. Оценка массы проектируемых авиационных ГТД

Величину $M_{\text{дв}}$ на начальной стадии проектирования целесообразно оценивать по параметрическим зависимостям вида

$$M_{\text{дв}} = f(G_{\text{в}}, m, \pi_{\text{к}}^*, \pi_{\text{в}}^*, T_{\text{г}}^*),$$

которые выражены уравнением единой структуры

$$M_{\text{дв}} = B k_{m_0} k_{T_{\text{г}}} G_{\text{в взл}}^{m_1} \left(\pi_{\text{к взл}}^{* 0,286} - 1 \right)^{m_2} k_{\text{c}} k_{\text{pec}}, \quad (6.1)$$

где $G_{\text{в вzlI}}$ и $\pi_{\text{к вzl}}^*$ – максимальные значения параметров газогенераторного контура ГТД при $M_{\text{п}} = 0$, $H_{\text{п}} = 0$. Остальные величины – это коэффициенты:

k_{m_0} – коэффициент увеличения массы ГТД за счет элементов II контура;

$k_{T_{\text{г}}}$ – коэффициент увеличения массы ГТД при повышении значений проектной температуры $T_{\text{г max}}^*$, по статистическим данным

$$k_{T_{\text{г}}} = 1 + 2(T_{\text{г max}}^* - 1200)10^{-4};$$

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_{pec} – коэффициент, учитывающий влияние ресурса ГТД (для гражданских ГТД $k_{\text{pec}} = 1,0 \dots 1,07$, для военных $k_{\text{pec}} = 0,95 \dots 1,0$).

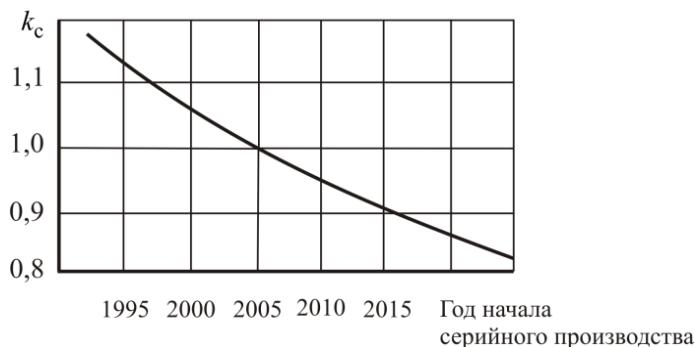


Рис. 6.8. Зависимость коэффициента k_{c} от года начала серийного производства

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.

Таблица 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).

Таблица 6.2. Значения коэффициентов в формуле массы ГТД СТ

Тип ГТД	B	m_1	m_2
ГТД СТ с редуктором	51,4	$0,0159G_B + 0,8464$	$0,0078\pi_k^* + 0,38$
ГТД СТ без редуктора	39,53	$0,0149G_B + 0,8$	$0,001\pi_k^* + 0,985$

В случае ТРДД формула массы имеет вид

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

Для ТРДДФ

$$M_{\text{дв}} = (M_I + M_{II} + M_{\phi, k})k_c k_{\text{пес}},$$

где $M_I = (BG_{\text{вн}})_{\text{пр.вент}}^{m_1} \left[\left(\pi_{k\Sigma}^* / \pi_B^* \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{T_r}$ – масса газогенератора внутреннего контура двигателя без вентилятора и турбины вентилятора;

$$(G_{\text{вн}})_{\text{пр.вент}} = G_{\text{вн}} \frac{1}{\pi_B} \sqrt{1 + \left(\pi_B^{0,286} - 1 \right) \frac{1}{\eta_B}} - \text{расход воздуха на взлетном}$$

режиме через внутренний контур, приведенный по параметрам за вентилятором;

$$M_{II} = 2,865G_{B\Sigma}^{0,903} m^{0,104} \pi_B^{*1,193} - \text{масса вентилятора и обечайки II контура};$$

$$M_{\text{к см}} = 2,316G_{B\Sigma}^{0,753} - \text{масса камеры смешения}.$$

Значения соответствующих коэффициентов B , m_1 , m_2 приведены в табл. 6.3.

Таблица 6.3. Значения коэффициентов в формуле массы ТРД и ТРДД

Тип ГТД	0,5 < $G_{\text{вн}} \text{ пр.вент.} < 10$, кг/с			10 < $G_{\text{вн}} \text{ пр.вент.} < 20$, кг/с			$G_{\text{вн}} \text{ пр.вент.} > 20$ кг/с		
	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2
ТРД и ТРДД ($\pi_{k\Sigma}^* \text{ взл.} > 5$)	15,49	0,87	0,15	6,81	1,19	0,16	6,96	1,2	0,5
ТРД и ТРДД ($\pi_{k\Sigma}^* \text{ взл.} < 5$)	16,0	0,8	0	11,6	1	0	5,32	1,2	0

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 конструктор 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 ГТД

Для расчета экономических критериев a , $S_{жЛ}$ и других требуется знать стоимость проектируемого двигателя [4]. Если на стадии эскизного проектирования возможно использовать имеющиеся у экономистов детализированные методики расчета себестоимости и цены ГТД, то на этапе начального проектирования, когда еще нет ни чертежей ни, зачастую, даже схемы его проточной части, можно использовать лишь укрупненные методы оценки экономических критериев.

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 $S_{жД}$, тем меньше будет и $S_{жЛ}$. В связи с этим при курсовом и дипломном проектировании допустимо сравнительную эффективность вариантов ГТД оценивать по изменению величины $S_{жД}$ 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, затра-

ты 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 $S_{ж_{дв}}$ обычно понимается сумма затрат на его разработку $S_{окр}$, на подготовку производства $S_{пп}$ и собственно производство $S_{пр}$ требуемого количества двигателей (для обеспечения бесперебойной работы известного парка ЛА) $Z_{дв}$, а также на их эксплуатацию $S_{эксп}$:

$$S_{ж_{дв}} = S_{окр} + S_{пп} + S_{пр} + S_{эксп}. \quad (6.2)$$

В выражении (6.2) $S_{эксп}$ представляют собой сумму затрат на ремонт $S_{рем}$, техническое обслуживание $S_{то}$, а также на топливо и масло (ГСМ) $S_{гсм}$:

$$S_{эксп} = S_{рем} + S_{то} + S_{гсм}. \quad (6.3)$$

Отметим, что в выражении $S_{ж_{дв}}$ (6.2) не учитываются 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 $S_{ж_{дв}}$ 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 $S_{ж_{дв}}$ представляет собой стоимость жизненного цикла парка двигателей $Z_{дв}$, поэтому для оценки удельной величины затрат необходимо суммарные затраты разделить на количество двигателей в парке:

$$S_{ж_{дв}}^{уд} = \frac{S_{ж_{дв}}}{Z_{дв}}. \quad (6.4)$$

Величину $Z_{дв}$ – планируемое потребное количество двигателей – можно принимать в следующих диапазонах:

$Z_{дв} = 1000 \dots 5000$ – для самолетов местных воздушных линий;

$Z_{дв} = 1000 \dots 3000$ – для самолетов средней дальности;

$Z_{дв} = 800 \dots 1000$ – 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.

Следует 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 съем двигателя с ЛА для проведения капитального (или восстановительного) ремонта из-за его отказа по какой-либо причине 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 $S_{\text{ждв}}$ 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 – $P_{\text{дв}}$ или расход воздуха – $G_{\text{в}}$) 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 $S_{\text{окр}}$ для двигателей ТРД, ТРДД, ТВВД и ТРДДФ проводится по следующей модели:

$$S_{\text{окр}} = a_0 G_{\text{вI взл}}^{a_1} \pi_k^{* a_2} \left(\frac{T_g^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{взл}} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{\text{дв взл}}^{\Phi}}{P_{\text{дв взл}}} \right)^{a_5} K_{\text{кт}}^{a_6} K_{\text{увт}} K_{\text{рев}}, \text{ млн. руб.}, \quad (6.5)$$

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

π_k^* – суммарная степень повышения давления;

T_g^* – максимальная температура газа перед турбиной, К;

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

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

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

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

$K_{\text{рев}}$ – коэффициент, учитывающий наличие реверса тяги.

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

Для одноконтурных ТРД и ТРДФ $m_{\text{взл}} = 0$.

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

$$S_{\text{окр}} = a_0 G_{\text{в взл}}^{a_1} \left(\frac{T_{\text{г}}^*}{1000} \right)^{a_2} K_{\text{кт}}^{a_3}, \text{ млн. руб.}, \quad (6.6)$$

где $G_{\text{в взл}}$ – взлетный расход воздуха, кг/с.

В табл. 6.4 приведены статистические коэффициенты для этих моделей оценки затрат на ОКР.

Величина коэффициента конструкторско-технологической преемственности ($K_{\text{кт}}$) выбирается и обосновывается исходя из конструкторских проработок по двигателю (табл. 6.5).

Таблица 6.4. Значения статистических коэффициентов для оценки $S_{\text{окр}}$ двигателей прямой реакции

	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	$K_{\text{уvt}}$	$K_{\text{рев}}$
$S_{\text{окр}} (6.6)$	160	0,68	0,25	1,25	0,6	0,3	0,65	Да – 1,2 Нет – 1	Да – 1,1 Нет – 1
$S_{\text{окр}} (6.7)$	230	0,6	0,72	0,65	-	-	-	-	-

Таблица 6.5. Значения коэффициента $K_{\text{кт}}, \%$

Характеристики преемственности	$K_{\text{кт}}$
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 $S_{\text{пп}}$ на подготовку серийного производства

Имеется определенная взаимосвязь между подготовкой серийного производства и соответственно затратами на нее и себестоимостью изготовления двигателя. Если к началу серийного производства известен суммарный объем заказа (для внутреннего заказчика и возможного экспорта), то проводится технико-экономическое обоснование объемов подготовки производства. При этом сопоставляются экономия от снижения себестоимости производства изделия с величиной необходимых затрат на изготовление комплектов специальной оснастки и приспособлений, закупку более производительного оборудо-

дования, 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 дополнительные средства в оснащение производства. При прогнозе затрат, когда нет точных сведений о производителе двигателя и возможной кооперации при его изготовлении, затраты на подготовку производства приближенно оцениваются в размере 20% от стоимости разработки, т.е.

$$S_{\text{пп}} = 0,2 S_{\text{окр}}, \text{ млн. руб.} \quad (6.7)$$

6.3.5. Затраты $S_{\text{пп}}$ 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:

$$\Pi_{\text{дв}} = a_0 G_{\text{взл}}^{a_1} \pi_{\text{к взл}}^{* a_2} \left(\frac{T_{\text{г взл}}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{взл}} + 1)^{a_4} \left(\frac{P_{\text{дв взл}}^*}{P_{\text{дв взл}}} \right)^{a_5} K_{\text{уvt}} K_{\text{рев}}, \text{ млн. руб.} \quad (6.8)$$

Модель цены при серийно освоенном производстве ТВД и ГТД СТ

$$\Pi_{\text{дв}} = a_0 G_{\text{в взл}}^{a_1} \pi_{\text{к взл}}^{* a_2}, \text{ млн. руб.} \quad (6.9)$$

В табл. 6.6 приведены статистические коэффициенты для моделей цены двигателей.

Таблица 6.6. Статистические коэффициенты
для моделей цены двигателей

	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	$K_{\text{уvt}}$	$K_{\text{рев}}$
$\Pi_{\text{дв}} (6.8)$	0,122	0,85	0,43	1,25	0,4	0,28	Да – 1,2 Нет – 1	Да – 1,1 Нет – 1
$\Pi_{\text{дв}} (6.9)$	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 ($\Pi_{\text{дв}}$) 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:

$$S_{\text{пр}} = 3,29 \Pi_{\text{дв}} Z_{\text{дв}}^{0,82}, \text{ млн. руб.} \quad (6.10)$$

При этом $\Pi_{\text{дв}}$ определяется по формуле (6.9) или (6.10) в зависимости от типа двигателя.

6.3.6. Затраты Эксплуатации

С учетом того, что средняя цена ремонта двигателя составляет $\sim 35\%$ 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 съем двигателя по всем (конструктивно-производственным и эксплуатационным) причинам (с учетом плановых съемов по выработке межремонтного ресурса $\tau_{\text{м}}$), ч;

$T_{\text{дсд}}$ – средняя наработка на досрочный съем 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

$$\tau_m = 6000 \dots 9000 \text{ ч}; \tau_{\text{наз}} = 3\tau_m;$$

для гражданских вертолетных ГТД и двигателей для самолетов местных воздушных линий

$$\tau_m = 3000 \dots 4000 \text{ ч}; \tau_{\text{наз}} = 3\tau_m;$$

для вертолетных ГТД военного назначения

$$\tau_m = 1500 \dots 2000 \text{ ч}; \tau_{\text{наз}} = 3\tau_m;$$

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:

$$S_{\text{то}} = 0,01S_{\text{рем}}, \text{ млн. руб.} \quad (6.13)$$

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

$$S_{\text{гсм}} = G_m^{\text{cp}} \Pi_m \frac{Z_{\text{дв}} \tau_{\text{наз}}}{(1 + K_{\text{об}})} 10^{-6}, \text{ млн. руб.}, \quad (6.14)$$

где G_m^{cp} – 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 обусловливают:

- 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

$$y(x_{\text{opt}}) > y(x),$$

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 единственным 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. ОТЫСКАНИЕ 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

$$\Delta y = \frac{y - y_{\min}}{y_{\min}} \quad (\text{рис. 6.9}).$$

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).

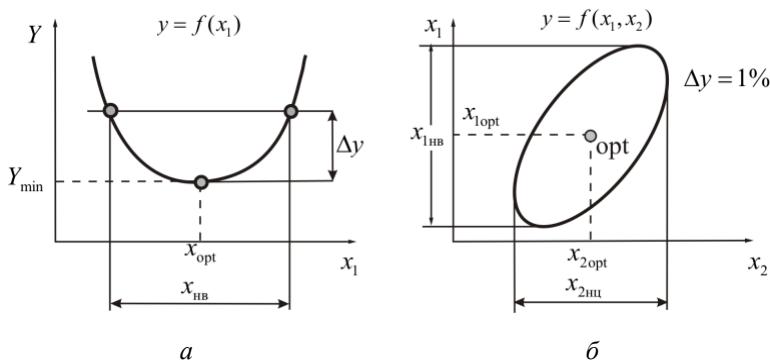


Рис. 6.9. Пример получения базовой зависимости одного из критериев « Y » для параметров рабочего процесса авиационного ГТД:

a – одного; *б* – двух

Таким образом, определяется $x_{\text{HB}} = \bigcap_{i=1}^r \bigcap_{k=1}^q x_{i,k}$ – гарантируемая об-

ласть компромиссов. Это пересечение всех исследуемых подмножеств для

комплекса из k -критериев с учетом неопределенности q части исходной информации.

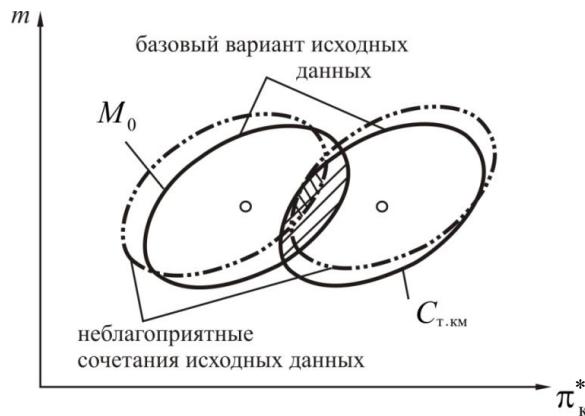


Рис. 6.10. Образование гарантированной области компромиссных решений двух критериев (M_0 и $C_{T,km}$)

После нахождения области компромиссов накладывают ограничения для отсечения от нее зон, запрещенных ТЗ (рис. 6.11).

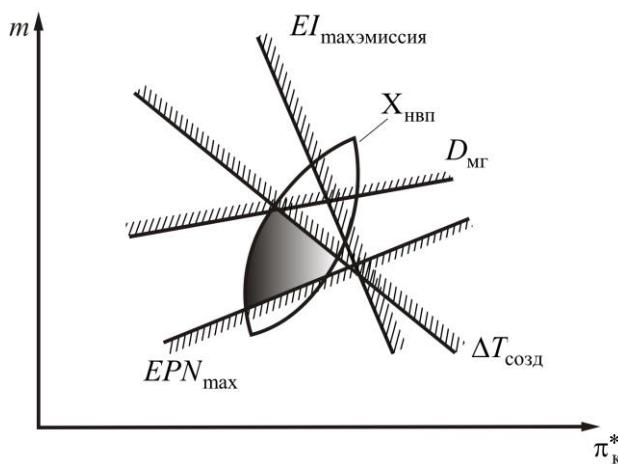


Рис. 6.11. Уменьшение гарантированной области компромиссов $X_{HB} \cap$ путем наложения проектных ограничений

Если в случае наиболее неблагоприятного сочетания исходных данных область компромиссов не образуется, то для сближения непересекающихся

подмножеств можно ввести характеристики приоритетов, используя весовые коэффициенты ρ (рис. 6.12).

Однако практическая реализация поиска гарантированной 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 удается получить аналитическую модель для детерминированного оптимального решения по выбранному критерию $x_{\text{opt}} = f(b_k)$. Если такую модель построить не удается, 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 ($N \geq 2^{15} \dots 2^{30}$).

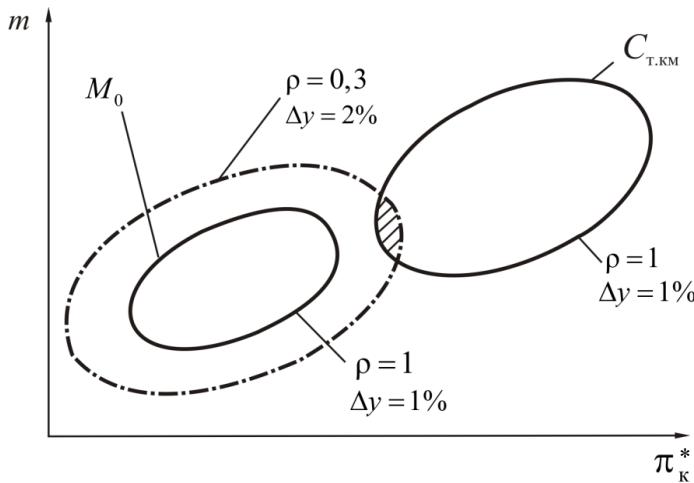


Рис. 6.12. Использование весовых коэффициентов ρ для нахождения области компромиссных решений

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 многовекторных задач трудность решения в значительной степени зависит от числа оптимизируемых параметров. Тогда, когда число оп-

тимизируемых 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 гарантированная 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).

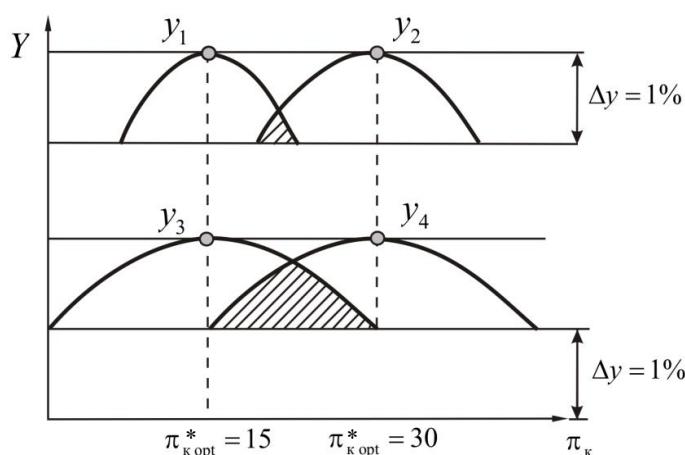


Рис. 6.13. Ширина области компромиссов

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 гарантировать надежность выбиравшегося 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 , $C_{t,km}$ и др.);

b_k – исходные данные неоднозначной величины ($t_{\text{п}}$, $L_{\text{п}}$, $S_{\text{дв}}$);

p – исходные данные однозначной величины ($\tau_{\text{рес}}$, $E_{\text{н}}$ и др.);

Δy_i – степень отклонения от экстремума y ;

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 ρ , 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_g^* , $\pi_{\kappa\Sigma}^*$, m , π_b^*) в процессе проектирования нужно не по критериям эффективности двигателя (η_o , $C_{уд\,\phi}$), а по критериям ЛА.*

2. *Суммарная масса топлива и силовой установки M_{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 критерииов оптимизации (a , γ_P , $C_{t,km}$), температуры T_{Γ}^* и времени (дальности) полета ЛА. С переходом от экономических критерииов 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 ($H_{\text{п}} = 0$, $M_{\text{п}} = 0$, САУ) и на крейсерском режиме длительной работы ($H_{\text{п}} = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$) 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 $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ и T_{r}^* ?
8. Как удельная масса двигателя зависит от m и $G_{\text{в}}$ двигателя и почему?
9. Какова основная особенность функции $\gamma_P = f(\pi_{\text{к}\Sigma}^*, m)$ при $T_{\text{r}}^* = \text{const}$ и почему она имеет важное значение?
10. Как оптимальные параметры ГТД (и соответственно области наивыгоднейших параметров) зависят от критерииов 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.

ОСНОВЫ ТЕОРИИ ГИБРИДНЫХ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

7.1. КОНЦЕПЦИИ ГИБРИДНЫХ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

7.1.1. Полностью электрическая СУ

В электрической СУ электроэнергия вырабатывается аккумуляторной батареей и/или блоком топливных элементов, и вся тяга создается электроприводными двигателями (рис. 7.1) [29].



Рис. 7.1. Принципиальная схема электрической СУ

Для экономически выгодного ЛА с ЭСУ требуются батареи с высокой плотностью удельной энергии ($\sim 1800\ldots 2000$ Вт/кг) и электромоторы с высокой удельной мощностью (более 16 кВт/кг). Одним из перспективных путей достижения такого уровня технических характеристик электрических машин является применение технологий высокотемпературной сверхпроводимости (ВТСП). Прогнозируется, что столь высокий уровень удельных параметров электрических узлов ЭСУ будет достигнут не ранее 2040...2050 гг. [30].

7.1.2. Гибридная СУ

Последовательная ГСУ. В последовательной ГСУ привод двигателей осуществляется электромоторами. В зависимости от степени гибридизации по энергии существует различие между чисто последовательной – турбоэлектрической СУ (ТэСУ) – и частично последовательной ГСУ. Все последовательные схемы ГСУ имеют общие компоненты, такие как топливные баки, ГТД, генераторы, шины и электрические компоненты, сгруппированные в СУРЭ, электромоторы и, наконец, движители. Помимо набора электрооборудования для ТэСУ, другие схемы имеют накопитель электрической энергии, обычно в виде аккумуляторных батарей [27].

«Чистая» последовательная ГСУ (рис. 7.2) отличается от других, поскольку она не зависит от достижений в технологиях накопления энергии. Однако требования к высокой мощности требуют прогресса в областях силовой электроники и силовых машин. Отсутствие накопителя электроэнергии означает, что ГТД должен быть рассчитан на пиковую потребляемую мощность, что сводит на нет некоторые из ожидаемых преимуществ ГСУ. Электрическая система ТэСУ рассматривается как менее эффективная и более тяжелая по сравнению с прямым механическим соединением вентилятора с турбиной напрямую или через редуктор. По этой причине, если ТэСУ будет применена непосредственно к обычному самолету, она, вероятно, не сможет быть конкурентоспособной и не будет соответствовать ожиданиям снижения расхода топлива и воздействия на окружающую среду. Преимущество ТэСУ



Рис. 7.2. Принципиальная схема «чистой» последовательной ГСУ или ТэСУ

заключается в том, что она обеспечивает большую гибкость в отношении количества и расположения электроприводных двигателей и легко адаптируется для использования в нетрадиционных компоновках ЛА с распределенной СУ и/или отсосом пограничного слоя (ОПС) [26, 27].

Последовательная ГСУ (рис. 7.3) отличается от ТэСУ тем, что в ней есть накопитель электрической энергии, подключенный к электрической системе перед электромоторами. Такая схема, как и «чисто» последовательная, имеет определенные недостатки (больший вес, потери из-за многих преобразований энергии), но частично компенсирует их, имея более эффективный ГТД. Это связано с тем, что ГТД отсоединен от двигателя и может работать в оптимальном режиме. Кроме того, в зависимости от степени гибридизации, ГТД может иметь меньшую размерность, так как он должен обеспечивать только часть потребной мощности, так как остальная часть обеспечивается батареей во время пиковой нагрузки. С другой стороны, если сделать тепловой двигатель слишком маленьким и легким, то это может привести к общему увеличению веса из-за худших характеристик батареи и модулей питания [31].



Рис. 7.3. Принципиальная схема последовательной ГСУ

Другое преимущество последовательной ГСУ заключается в том, что она является наиболее простой, поскольку нет необходимости в сложных механических соединениях между двигателями, ГТД и электромоторами. Более того, в такой схеме существует большая гибкость в интеграции ГТД, что позволяет использовать множество небольших двигателей, распределенных эффективным образом. Наконец, система СУРЭ может быть спроектирована так, чтобы пропускать ток в двух направлениях, что позволяет перезаряжать

батареи в полете. Например, это может произойти во время крейсерского полета, если ГТД работает с более высокой мощностью, чем требуется для двигателей, или во время снижения путем преобразования части кинетической и потенциальной энергии в электрическую, если в качестве двигателей используются винты с изменяемым шагом [31].

Параллельная ГСУ. Параллельная ГСУ (рис. 7.4) определяется наличием механического узла, в котором мощность от ГТД и электродвигателей складывается вместе для приведения в движение движителя(ей). Этот тип ГСУ имеет степень гибридизации от 0 до 1, поскольку часть мощности на двигатель подается обычным ГТД без какого-либо преобразования в электрическую мощность. Общими компонентами параллельных ГСУ являются топливные баки и ГТД для обычной подсистемы, а также аккумуляторные батареи, контроллеры и электромоторы для электрической подсистемы. В отличие от последовательной ГСУ, в ней нет электрических генераторов, передающих мощность на двигатель [26].

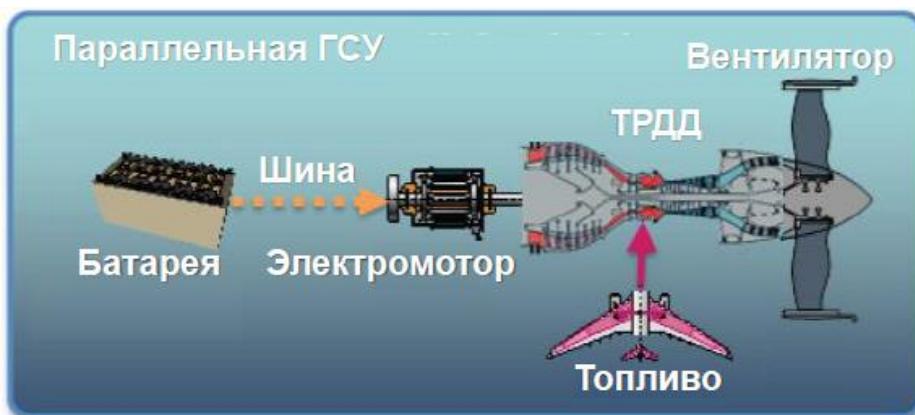


Рис. 7.4. Принципиальная схема параллельной ГСУ

Механический узел может быть прямым (вал электродвигателя соединен с валом ГТД) или с редуктором с двумя входными валами. В зависимости от конфигурации, валы редуктора могут быть соединены или разъединены с помощью муфт. Последнее выполнимо для небольших самолетов, но муфты в мощных и высокоскоростных приводах неэффективны и их не легко сделать. Кроме того, хотя такая система позволяет управлять двигателем только от одного источника мощности, она не позволяет осуществлять непрерывный контроль, поскольку муфты не должны скользить, а когда они заблокированы

ны, соотношение скоростей между электромотором и тепловым двигателем является фиксированным.

С другой стороны, если валы всегда соединены напрямую или через редуктор, это ведет к снижению управляемости, так как остановка ГТД невозможна, а выбег электродвигателя может вызвать его значительное торможение. Электромоторы с переключаемым сопротивлением обеспечивают очень небольшое сопротивление, когда не работают, и поэтому они являются одним из предпочтительных решений для параллельной ГСУ.

Хотя мгновенное разделение мощности между электрической и обычной системами может быть изменено в полете, диапазон ее изменения ограничен по сравнению с последовательной ГСУ, поскольку слишком большое снижение потребляемой мощности серьезно повлияет на КПД ГТД и может выключить его. Другой недостаток связи между обычной и электрической системами состоит в том, что ГТД не может использоваться для зарядки батарей через генератор, как в последовательной ГСУ. В полете зарядка возможна только в том случае, если используется электромотор/генератор и механический узел распределяет мощность между зарядкой батареи и подачей на двигатель. Электромотор/генератор более сложное и тяжелое устройство, чем обычный электромотор из-за необходимости добавления дополнительных электронных компонентов [21].

Параллельные ГСУ обладают дополнительным преимуществом избыточности, поскольку есть как минимум два источника мощности, которые могут использоваться для привода двигателей, поскольку характеристики машин сравнимы. Степень гибридизации также может быть установлена на низком уровне, и это положительно отражается, если удельная мощность и эффективность обычной подсистемы выше, поскольку ГСУ может быть оптимизирована для минимального веса. Это является основной причиной, по которой параллельные системы легче, чем последовательный аналог, где вся мощность на двигатель(и) должна подаваться от электрического источника. Последний недостаток этой схемы заключается в том, что она ограничивает конструкцию ЛА при интеграции планера и силовой установки, поскольку длинные механические соединения для этих систем большой мощности невозможны [31].

Последовательно-параллельная ГСУ. Последовательно-параллельная ГСУ (рис. 7.5) представляет собой схему, целью которой является объединение преимуществ, обсуждаемых выше ГСУ. Она характеризуется степенью гибридизации от 0 до 1 и обладает механическим и электрическим узлами.



Рис. 7.5. Принципиальная схема последовательно-параллельной ГСУ

Это название используют для разных схем ГСУ. Например, это название используют для описания системы, в которой ГТД соединен с механическим узлом (вал вентилятора или редуктор-вентилятор) и генератором. Выходная мощность генератора затем направляется на электрическую шину, обеспечивающую питание электромоторов, которые механически не связаны с тепловым двигателем. На электрической шине также присутствует накопитель энергии, который может поставлять/получать энергию из нее. В другой схеме электромотор соединен с механическим узлом ГТД таким образом, что объединяются последовательная и параллельная схемы. Преимущество над параллельной ГСУ в этом случае заключается в том, что батареи можно перезаряжать в полете [21].

Как описано выше, последовательно-параллельная ГСУ пытается объединить преимущества обеих систем, но при этом она имеет больший вес и более сложную схему управления. Это связано с тем, что существует дополнительная механическая связь по сравнению с последовательной ГСУ и дополнительная генераторная и управляющая электроника по сравнению с параллельной ГСУ.

Частично турбоэлектрическая СУ. Последняя описываемая схема ГСУ очень похожа на схему последовательно-параллельной ГСУ, с той лишь разницей, что в ней не используется батарея (рис. 7.6).

Это означает, что ГТД приводит во вращение как двигатель, так и генератор, но при этом он никогда не получает энергию от него.

Эта схема широко не обсуждается в литературе, но она предлагает преимущества, аналогичные последовательной ГСУ, при одновременном сниже-

нии энергопотребления подсистемой электроприводных двигателей. Таким образом, часть гибкости в позиционировании ГТД пожертвована ради менее мощной и, следовательно, более легкой электрической подсистемы.



Рис. 7.6. Принципиальная схема частично ТэСУ

Эта схема имеет преимущества и недостатки,ственные обычной СУ с ГТД, а также дополнительные преимущества благодаря разумному расположению электромоторов. Имеет смысл попытаться найти способ, при котором мощность, передаваемая на движители, будет взаимодействовать с другими факторами. Например, благодаря расположению небольших электромоторов на кромках крыльев, завихрения, создаваемые пропеллерами, могут помочь в уменьшении индуктивного сопротивления и увеличить подъемную силу. Пропеллеры в этом положении также могут использоваться в качестве активного средства для рыскания, возможно, позволяя уменьшить размер вертикального хвостового оперения. Наконец, небольшие винты/вентиляторы могут быть использованы для отсоса пограничного слоя или уменьшения сопротивления крыла, как в концепциях ЛА с ОПС и распределенных СУ. Эта система, вероятно, будет страдать от недостатков как последовательных, так и параллельных ГСУ. Слишком сильная зависимость от электрической системы может привести к увеличению веса, а отсутствие батареи снижает избыточность системы.

Сравнение ГСУ. В таблице 7.1 показаны преимущества и недостатки ГСУ, а в таблице 7.2 – требования к электромоторам и аккумуляторным батареям для гибридных СУ различных схем.

Как видно из таблицы 7.1, наиболее предпочтительной является параллельная ГСУ, поскольку она оказывается самой легкой и ее легко использо-

вать для модернизации обычной СУ самолета. Если последовательная ГСУ должным образом интегрирована с планером самолетом, то появляются дополнительные преимущества, что делает ее интересным вариантом при разработке ЛА с ГСУ. По этой причине необходимо осуществлять выбор схемы ГСУ на уровне самолета, а не только на уровне компонентов [25].

Таблица 7.1. Преимущества и недостатки ГСУ

Тип СУ	Преимущества	Недостатки
Турбоэлектрическая	Не зависит от технологий преобразование энергии. Высокая степень свободы при интеграции с самолетом.	Большой вес и низкая эффективность. ГТД должен быть рассчитан на пиковую мощность. Зависит от ВТС-технологий
Последовательная	По траектории полета ГТД может работать на оптимальном режиме. Высокая степень свободы при интеграции СУ и самолета. Гибкость в распределении энергии между источниками в полете. Батареи могут перезаряжаться в полете	Большой вес и низкая эффективность. Необходим генератор. Может зависеть от ВТС-технологий
Параллельная	Меньший вес из-за отсутствия генератора. Дополнительное преобразование энергии, больше эффективность. Гибкость в распределении энергии между источниками в полете. Меньший размер ГТД из-за меньшей потребной мощности	Может потребоваться сложный редуктор. Распределение энергии между источниками может привести к выключению двигателя в полете. ГТД принимает участие в создании тяги и работает на неоптимальном режиме
Последовательно-параллельная	Большая свобода при проектировании, чем у параллельной ГСУ. Батареи могут перезаряжаться в полете	Переразмеренный генератор увеличивает вес. Сложная стратегия управление ГТД полностью не разъединяется от движителя
Частично турбо-электрическая	Не зависит от технологий хранения энергии. Хорошая степень свободы при интеграции электромотора с самолетом	В зависимости от степени гибридизации может быть тяжелой и не эффективной. ГТД не участвует в создании тяги

Таблица 7.2. Требования к уровню технического совершенства
электрических узлов ГСУ для реализации различных схем

Требования самолетов	Электрическая система		Батарея
	Потребная мощность, МВт	Удельная мощность, кВт/кг	
Региональные самолеты:			
Параллельная ГСУ	ЭД, < 1	> 3	>250
Электрическая СУ	ЭД, < 1	> 6,5	>400
Турбоэлектрическая СУ	ЭД и ЭГ, < 1	> 6,5	Нет данных
Узкофюзеляжные самолеты:			
Параллельная ГСУ	ЭД, < 1÷6	> 3	>800
Электрическая СУ	ЭД, < 1÷11	> 6,5	>1800
Турбоэлектрическая СУ	ЭД, < 1,5÷3 ЭГ, < 1÷11	> 6,5	Нет данных
Широкофюзеляжные самолеты:			
Параллельная ГСУ	Не изучались	—	—
Электрическая СУ	Не изучались	—	—
Турбоэлектрическая СУ	ЭД, < 1,5÷3 ЭГ, < 1÷11	> 10	Нет данных
ВСУ для больших самолетов	ЭГ, 0,5÷1	>3	Не изучалась

7.2. КЛЮЧЕВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, НЕОБХОДИМЫЕ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ГИБРИДНЫХ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Основным условием технической реализуемости, экономической и экологической целесообразности гибридных и электрических силовых установок является создание высокоеффективных, надежных электрических агрегатов, обладающих малой удельной массой. К ним относятся: электрические машины (двигатели и генераторы), системы управления электрическими машинами, накопители электрической энергии (аккумуляторы, суперконденсаторы), электрохимические генераторы энергии – топливные элементы, коммутационное оборудование. Рассмотрим каждый элемент более подробно.

7.2.1. Электрические машины

Среди всех типов электрических машин наилучшими удельными мощностными и габаритными характеристиками обладают вентильные электри-

ческие машины (ЭМ) на высококоэрцитивных постоянных магнитах (ВПМ). На сегодняшний момент достигнута удельная мощность электрических генераторов и электрических двигателей на уровне 5 кВт/кг и более при уровне мощности единичной электрической машины 250кВт. Для примера в таблице 7.3 представлены характеристики электрических устройств Siemens авиационного исполнения.

Высокие удельные показатели электроприводов Siemens получены за счет применения:

- современных высококоэрцитивных постоянных магнитов с остаточной намагниченностью более 1,1 Тл;
- прецизионных магнитомягких сплавов с индукцией насыщения не менее 2,1 Тл и низкими удельным тепловыделением;
- известной технологии Halbacharray – магнитной сборки Хальбаха, в которой используется особое расположение постоянных магнитов разной направленности, при этом магнитное поле с одной стороны магнитной сборки почти полностью отсутствует, а с другой – усиливается;

Таблица 7.3. Характеристики электрических устройств разработки Siemens

Характеристика	Генератор	Электродвигатель	Инвертор
Мощность (максимальная)	100кВт	200 кВт (Взл. реж. с перегрузкой по току)	100 кВА
Удельная мощность	5,3 кВт/кг	5,3 кВт/кг	10,5кВт/кг
Напряжение питания	300-450 В		
Масса		45 кг	
Отказоустойчивость	Двойные обмотки	Двойные обмотки	
Температура обмоток	90-105 °C	90-105 °C	85 °C
КПД	> 95 %	96 % крейсерский режим	98 %
Интеграция		Встроенный в винт подшипник Интегральный насос охлаждения	

- современных высокопрочных конструкционных материалов и методов их обработки;
- многопараметрической мультидисциплинарной оптимизации магнитной системы и конструктивной схемы с применением современных инженерных программных комплексов виртуального проектирования.

В настоящее время научными институтами и предприятиями предпринимаются попытки создания авиационных электрических машин с удельными показателями 0,10-0,17 кг/кВт (6-10 кВт/кг) и выше при КПД 96-98%. Подобные целевые индикаторы обеспечиваются следующими тенденциями:

- повышением энергетической эффективности за счет применения для сердечника статора материалов с низкими магнитными потерями, например, аморфной стали, прецизионных магнит мягких сталей;
- уменьшением массогабаритных показателей за счет особой конструкции и материалов статора, позволяющих также усилить межполюсное замыкание магнитного потока, и тем самым уменьшить внешний диаметр магнитопровода статора;
- уменьшением габаритных размеров электрической машины за счет применения совмещенной зубцовой обмотки;
- расширением функциональных возможностей, надежности, механической прочности и ресурса работы электрических машин за счет применения новых материалов, в том числе композиционных, конструкций и новых технических решений в системах охлаждения, подшипниковых узлах и т.д.;
- высокой отказоустойчивость может быть достигнута за счет дублирования обмоток (для 3-х фазных ЭМ) или использования 6 и более фаз (в таком случае выход из строя одной фазы снижает мощность на 1/6 установленной мощности);
- использованием магнитной системы Halbacharray (магнитной сборки Хальбаха);
- применением перспективных проводников обмоток статора, например, на основе углеродных нанотрубок;
- применением прямоугольных плоских проводников в машинах с однослойной обмоткой;
- увеличением удельной мощности за счет применения эффективных жидкостных системы охлаждения;
- разработкой новых магнитомягких материалов на основе аморфно-нанокристаллических композиционных сплавов, обладающие уровнем маг-

нитного насыщения (предельная магнитная индукция) не ниже 3 Тл (в настоящее время максимум 2,3 Тл);

- разработкой новых типов постоянных магнитов, обладающих напряженностью магнитного поля выше 1,5 Тл;
- развитием магнитопластов;
- применением высокотемпературных сверхпроводников в качестве обмоток электрических машин.

В целом, было установлено, что конструктивных и материаловедческих ограничений по созданию авиационных электрических машин с установленной единичной мощностью от 1 МВт до 10 МВт в промышленности на данном этапе нет (в настоящее время установленная единичная мощность не превышает 250 кВт). Их создание пока останавливается тем фактом, что нет явных запросов от промышленности. В ближайшие 10-15 лет очевидно, при появлении запросов от промышленности, авиационные электромеханические преобразователи энергии мощностью 1–10 МВт будут созданы. Так как, например, на подводных лодках и морских судах, электрические машины с аналогичной мощностью уже используются. Удельная мощность за этот промежуток времени может вырасти до уровня 10-12 кВт/кг (20 кВт/кг по данным NASA).

7.2.2. Силовые преобразователи электрической энергии и системы управления электрическими машинами

Отдельный вопрос касается систем управления ЭМ. И в первую очередь критическими являются электронные компоненты, а именно силовые ключи, диоды и конденсаторы. За последние годы их масса и габариты существенно снижены. Наибольшие перспективы снижения массы и габаритов, как самих ЭМ, так и управляющих систем связано с увеличением частоты. Но оно также имеет свои ограничения. Повышение пропускной способности ключей тоже не безгранично, однако потенциал роста еще достаточно большой. За счет применения современных материалов и совершенствования средств охлаждения уже сегодня можно добиться повышения удельной мощности силовой электроники свыше 62,5 кВт/кг. Примером тому – преобразователь с жидкостным охлаждением мощностью 200 кВт, весом 3,2 кг и объемом 1,4 л, созданный Fraunhofer Institute For Integrated Systems And Device Technology совместно с Panasonic Corporation Device Research Laboratory. В перспективе эти же технологии позволяют создавать преобразователи мощностью 1 МВт.

Дальнейшее развитие описанных технологий позволит увеличить напряжение и мощность силовых полупроводниковых преобразователей, повысить их эффективность, надежность и функциональность.

Основными направлениями в решении проблемы создания мощных статических преобразователей можно считать:

- использование сложных структурных схем, включающих мощные силовые ключи, например, MOSFET-, JFET-, IGBT-транзисторы, с надежными способами управления и защиты;
- применение трехуровневых схем (мостовых, инверторных);
- появление новейших материалов и, как следствие, с развитие полупроводниковой техники, использование перспективных силовых ключей на основе Ge, Si, 4H-SiC и др.;
- разработка и производство высокоэффективных охладителей, а также применение более эффективных способов охлаждения, жидкостного, испарительного и комбинированного, позволяющих увеличить коэффициент теплопередачи, а также уменьшить массу и габариты охлаждающих устройств и преобразователей в целом.

7.2.3. Аккумуляторные батареи

Анализ типов и характеристик современных и перспективных аккумуляторов показал, что современные технологии (литий-ионные аккумуляторы) обеспечивают удельную энергию на уровне ячейки 245-255 Вт·ч/кг. Объединение ячеек в сборку, заключение их в корпус, добавление токосъемных клемм, системы контроля, управления и защиты добавляет массу. В итоге удельная энергия наилучших на сегодняшний день аккумуляторных сборок не превышает 180-200 Вт·ч/кг. Лидерами в области производства аккумуляторных ячеек являются компании Panasonic, Sony (Япония) и КОКАМ, Samsung, LG (Южная Корея).

Прорывом в перезаряжаемых литиевых источниках тока можно считать создание в Японии аккумуляторов с отрицательным электродом на основе углеродных материалов. Графитовая матрица оказалась чрезвычайно подходящей для интеркаляции лития. В процессе разряда аккумулятора происходит деинтеркаляция лития из углеродной матрицы на отрицательном электроде и последующая интеркаляция лития в оксид на положительном электроде. В процессе разряда вышеуказанные процессы протекают в обратном направлении. В этой системе нет металлического лития (нульвалентного), а процессы

заряда и разряда определяются только переносом ионов лития с одного электрода на другой. Аккумуляторы, в которых реализуются такой механизм, стали называть литий-ионными. В настоящее время формулировка «литий-ионный» аккумулятор является общей для целого класса электрохимических источников тока.

Исследователи в лабораториях занимаются поиском электролитических добавок, которые бы позволяли батареям работать лучше и обеспечили бы им больший ресурс за счет уменьшения побочных реакций между электродами и электролитом. Кроме того, они ищут новые, более стабильные кристаллические структуры для электродов, а также более стабильные связующие материалы и электролиты.

В качестве анода используется обычно углеродный материал, способный внедрять литий с образованием соединения типа LiC_6 . В качестве катода используются оксиды переходных металлов LiMO_2 , где $\text{M} = \text{Co, Ni, Mn}$ или их сочетания, или фосфаты переходных металлов типа LiMPO_4 , где $\text{M} = \text{Fe, Co, Ni}$. Сепаратором служит мелкопористая полипропиленовая или полиэтиленовая пленка. В качестве электролита используется жидкий неводный электролит на основе смеси неводных растворителей и литиевых солей типа LiPF_6 . Литий-ионные аккумуляторы могут иметь цилиндрическую или призматическую форму. Корпус аккумулятора обычно изготавливается из нержающей стали, алюминия или полипропилена.

Благодаря использованию электролита с добавкой полимеров (полиакрилонитрила, полиметакрилата и др.) сегодня активно идет развитие литиево-полимерных аккумуляторов, которые не уступают по удельной плотности энергии и количеству циклов перезарядки традиционным литий-ионным, и могут быть выполнены в корпусах любой формы, не только цилиндрической и призменной. По сравнению с обычными литий-ионными аккумуляторами такие аккумуляторы также имеют низкий саморазряд и большую емкость. Однако цена таких аккумуляторов несколько выше.

Перспективными, наиболее близкими к серийному производству являются литий-серные аккумуляторы (LiS). Корпорация SION Power Corp. первой продемонстрировала в 2006 г. прототип литий-серного аккумулятора для ноутбуков, имеющий удельную энергию порядка 350 Вт·ч/кг и допускающий 300 циклов заряда/разряда. Компания Oxyx также ведет разработку литий-серных аккумуляторов. К 2021 году, как анонсировано на сайте компании, они планируют выпустить на рынок аккумуляторы с удельной энергией 500 Вт·ч/кг.

Перспективным выглядит создание литий-оксидных аккумуляторов, но, фактически, такие аккумуляторы представляют из себя ни что иное, как топливный элемент.

В ближайшие 10 лет ожидается прорыв в создании металл-литиевых элементов. Это стало возможно благодаря развитию полимерных электролитов, препятствующих образованию дентритов. Удельная мощность таких аккумуляторов может достичь 1000 Вт·ч/кг.

7.2.4. Топливные элементы

Альтернативным способом получения электрической энергии на борту летательного аппарата являются электрохимические генераторы – топливные элементы (ТЭ). Существует несколько видов ТЭ, но в настоящее время наиболее распространенными являются твердополимерные топливные элементы (ТПТЭ) и твердооксидные топливные элементы (ТОТЭ). Принцип действия ТЭ такой же, как и у аккумуляторов, основан на переносе положительных ионов через электролит от катода к аноду. Но в отличии от аккумуляторов топливо и окислитель в ТЭ подаются извне.

Анализ состояния и перспектив развития топливных элементов показал, что достигнутый на данный момент уровень удельной мощности составляет 2 кВт/кг для энергоустановок мощностью около 100 кВт на основе ТПТЭ. Топливом для ТПТЭ является водород высокой степени очистки. В настоящее время фирма Тойота выпускает автомобиль Toyota Mirai с твердополимерным топливным элементом мощностью 113 кВт с удельными и объемными мощностными характеристиками 3,1 кВт/л и 2 кВт/кг.

Следует отметить, что удельную мощность на уровне 2 кВт/кг в размерности мощности 10-100 кВт для серийного ТПТЭ удалось достичь только компании Toyota. Следующей идет шведская компания PowerCell, ее топливные элементы имеют удельную мощность 1 кВт/кг при уровне мощности 35 кВт). За ней идет компания Hydrogenics. Ее ТПТЭ имеет удельную мощность ниже 0,5 кВт/кг при уровне мощности 33 кВт.

В отличии от твердополимерных топливных элементов топливом для ТОТЭ может выступать не только чистый водород, но и метан, пропан, синтезгаз, полученный из керосина. Но удельная мощность ТОТЭ в 5-10 раз ниже, чем у ТПТЭ. Поэтому не следует ожидать их применения в авиации в ближайшие 10-15 лет.

Ключевыми технологиями для создания ТПТЭ с высокими удельными характеристиками являются:

- создание новых материалов для биполярных пластин. Биполярные пластины производятся из проводящего, неокисляемого кислородом и стойкого к водороду материала. Толщина пластин составляет 0,5 – 2 мм. На поверхности пластины имеется множество каналов, служащих для прохождения водорода, кислорода и для выхода водяного пара. Кроме этого биполярные пластины для ТЭ большой мощности делают полыми для пропускания в полости охлаждающей жидкости. Для изготовления пластин используются титан, нержавеющая сталь. Каждая биполярная пластина состоит из двух сваренных пластин. Развитие в данной области возможно за счет применения новых керамических и композиционно-керамических материалов, в частности карбида кремния;

- новая топология биполярных пластин. Компания Toyota добилась высокой удельной мощности за счет оптимизации топологии пластин. Разработанная форма канала позволяет эффективно выводить жидкую воду, образующуюся в результате электрохимической реакции водорода и кислорода;

- технологии создания биполярных пластин из перспективных материалов с новой топологией должны обеспечивать промышленное производство по низкой стоимости;

- улучшение свойств катализатора с применением платины;

- использование новых материалов для ионопроводящей полимерной мембранны. Необходимо добиться высокой электропроводности и высокой прочности. Это может быть достигнуто с помощью полимерно-композитных структур с армированием;

- новые технологии и материалы для газодиффузионных слоев. Включая использование гидрофобных покрытий, обеспечивающих удаление влаги.

Наибольшую сложность на пути широкого применения ТПТЭ на транспорте представляет проблема хранения водорода. Наибольшую удельную массу хранимого водорода (т.е. масса водорода, отнесенная к массе системы хранения) имеют следующие способы хранения:

- сжатый водород в композитных баллонах;
- химическая генерация водорода;
- хранение в углеродных нанотрубках;
- криогенное хранение в жидком виде.

Химическая генерации водорода не рассматривается из-за своей дороговизны.

Система хранения водорода в углеродных нанотрубках была разработана в «Курчатовском научном центре». Система позволяет хранить водород под давлением 2000 атм. В итоге удельная масса хранимого водорода теоретически превосходит таковую при жидким криогенном хранении. К сожалению технология пока только разрабатывается.

Наибольшее распространение получили системы хранения водорода в сжатом виде в композитных баллонах. Лучшими на сегодняшний день массовыми и объемными показателями обладают металлокомпозитные баллоны американских и японских производителей Quantum Technologies (QT), Dynetek Industries Ltd (DI), Argonne National Laboratory (ANL), Toyota. В таблице 7.4 представлены параметры таких баллонов с массовой и объемной эффективностями, указанными производителями и расчетными значениями (указаны в скобках).

Таблица 7.4. Характеристики высокоеемких водородных баллонов при температуре 25°C

Давление, МПа	Объем баллона, л	Масса пустого баллона, кг	Компания/модель	Масса H ₂ , кг	Весовая эффективность, %	Объемная эффективность, (кг/л)
35	34	15,48	QT/109176	1,32 (0,7928)	7,86 (4,87)	0,0388 (0,0233)
35	40	18,45	QT/110500	1,55 (0,9327)	7,75 (4,81)	0,0388 (0,0233)
70	129	87	QT/110463	5,00 (5,05)	5,43 (5,49)	0,0388 (0,0391)
35	285	90,11	DI/W205	4,89 (6,6452)	5,15 (6,87)	0,0172 (0,0233)
35	231	78,27	DI/ZD154	3,73 (5,3861)	4,55 (6,44)	0,0161 (0,0233)
35	276	88,74	DI/ZM180	4,26 (6,4353)	4,58 (6,76)	0,0154 (0,0233)
45	137	51,43	DI/W076	2,17 (3,8966)	4,05 (7,04)	0,0158 (0,0284)
45	343,5	161,86	DI/W303	8,64 (9,7698)	5,07 (5,69)	0,0252 (0,0284)
35	257,7	95,1	ANL	6 (6,0086)	5,5 (5,94)	0,0176 (0,0233)
70	148,7	102,8	ANL	5,8 (5,8329)	5,2 (5,37)	0,0263 (0,0392)
70	122,4	82,5	Toyota	5 (4,8011)	5,7 (5,5)	0,0409 (0,0392)

Так же необходимо отметить, что помимо топливного элемента и баллона необходимо большое количество дополнительных систем, имеющего большую массу. Очень важной задачей является оптимизация общей массы оборудования: увлажнителя, отсечных клапанов, регулятора давления, расходомера, системы охлаждения, воздушного компрессора.

В настоящее время наибольшей подтвержденной удельной массой хранимого водорода является жидкое криогенное хранение. При реализации таких проектов, как «Холод», ТУ-155 был достигнут уровень 0,165 кг водорода на 1 кг системы хранения. В ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» был разработан сосуд, выдерживающий перегрузки до 20г.

7.2.5. Прогноз развития ключевых технологий

В таблице 7.5 представлен прогноз развития ключевых технологий, необходимых для создания электрических и гибридных силовых установок для летательных аппаратов.

Таблица 7.5. Прогноз развития ключевых технологий

	Ед. изм.	2017	2020	2025	2030
Вентильные электродвигатели					
КПД		0,95	0,96	0,97	0,98
Удельная мощность	кВт/кг	5	6	8	12
Удельная мощность (по данным NASA) [24]	кВт/кг	8	12	18	22
Электродвигатели на ВТСП (с криосистемой)					
КПД		0,95	0,98	0,99	0,995
Удельная мощность	кВт/кг	2	4	8	20
Вентильные электрогенераторы					
КПД		0,93	0,94	0,95	0,96
Удельная мощность	кВт/кг	5	6	8	12
		6	8	10	13
		8	9	11,5	14
Система управления вентильными электродвигателями и электрогенераторами					
КПД		0,96	0,97	0,98	0,99
Удельная мощность	кВт/кг	10	12	16	20
Удельная мощность (по данным NASA) [24]	кВт/кг		14	20	30
Аккумуляторы					
Удельная энергия	Вт·ч/кг	200	220	280	350
Удельная мощность (по данным NASA) [24]	Вт·ч/кг		220	350	500

7.3 ДЕМОНСТРАТОР ГИБРИДНОЙ СУ

Для формирования прорывного научно-технического задела в области гибридных и электрических силовых установок, разработки методики проектирования и испытаний в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» был разработан и изготовлен демонстратор гибридной силовой установки. Особенностью демонстратора является применение электрического двигателя на принципах высокотемпературной сверхпроводимости мощностью 500 кВт.

Увеличение мощности электрических машин (электрических двигателей и генераторов) приводит к необходимости повышения питающего напряжения и тока. Существующая современная полупроводниковая элементная база имеет ограничения по рабочему напряжению и в ближайшей перспективе не ожидается существенного взрывного роста рабочего напряжения. Также, увеличение питающего напряжения приводит к новым проблемам в плане электромагнитной совместимости элементов ГСУ и бортового оборудования ЛА, предъявляет чрезвычайно высокие требования к изоляционным материалам, способным обеспечить безопасную работу электрических машин в разреженной атмосфере. Таким образом, единственным решением на пути существенного увеличения мощности электрических машин является повышение тока. Увеличение тока приводит к катастрофическому росту массогабаритных характеристик оборудования и в первую очередь систем охлаждения. Этую проблему как раз и призвано решить применение высокотемпературной сверхпроводимости.

7.3.1. Принцип работы и состав демонстратора гибридной силовой установки

Концепция гибридной силовой установки (последовательная схема), предполагает, что электрогенератор с приводом от турбовального газотурбинного двигателя будет обеспечивать электроэнергией электродвигатель на принципах высокотемпературной сверхпроводимости на всех режимах полета самолета и дополнительно на крейсерском режиме полета осуществлять подзарядку блока аккумуляторных батарей. Электродвигатель приводит во вращение воздушный винт. АБ задействуются для питания ЭД на режимах взлета и набора высоты.

Демонстратор гибридной силовой установки, схема которого показана на рис. 7.7, состоит из турбовального газотурбинного двигателя ТВ2-117, кото-

рый является первичным приводом электрического генератора мощностью 400 кВт с номинальной частотой вращения вала ротора 12000 об/мин.

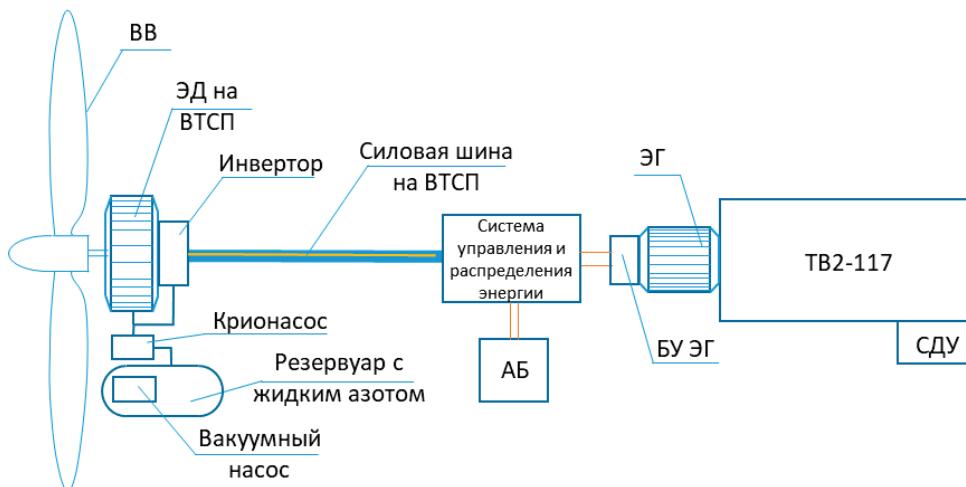


Рис. 7.7. Схема демонстратора гибридной силовой установки

Двигатель ТВ2-117 для работы в составе демонстратора был выбран по ряду причин. Во-первых, этот двигатель имеет электрический стартер, в отличии от большинства других турбовальных двигателей, имеющих воздушный запуск. Во-вторых, система автоматического управления ТВ2-117 является полностью автономной и надежно поддерживает постоянную частоту вращения вала 12000 об/мин. В-третьих, подобную машину с ресурсом до 100 ч можно приобрести за относительно небольшие деньги на вторичном рынке. Топливо в ТВ2-117 подается из топливного бака предварительно пройдя очистку в топливном фильтре. В состав привода ЭГ на основе двигателя ТВ2-117 входят системы двигательной установки (СДУ): стартер-генератор постоянного тока с противовзрывным кожухом на искрящем узле, системы охлаждения смазки и суфлирования, система топливопитания, система регулирования и управления, система запуска привода, система отвода выхлопных газов и др.

Электрический генератор (рис. 7.8) демонстратора ГСУ был разработан совместно со специалистами кафедры «Электротехники» Уфимского Государственного Авиационного Технического Университета (УГАТУ) и представляет собой электрическую машину синхронного типа на постоянных высококоэрцитивных магнитах.



Рис. 7.8. Электрический генератор

Номинальная мощность ЭГ – 400 кВт, коэффициент мощности (отстающий), не менее – 0,9, номинальное напряжение постоянного тока на выходе из выпрямителя – 800 В, номинальная частота вращения – 12000 об/мин, число фаз – 3, тип обмотки – распределенный, тип охлаждения – жидкостный. Масса электрогенератора 90 кг.

Для снижения тепловыделения в роторе постоянные магниты выполнены шихтованными в аксиальном направлении. Также для эффективного охлаждения магнитов на оси ротора установлен вентилятор, осуществляющий продув воздуха в зазоре между ротором и статором.

Для эффективного отвода тепла от обмоток магнитопровода статора они полностью помещаются в замкнутый объем, в котором циркулирует охлаждающая жидкость.

Блок управления электрогенератора (БУ ЭГ) (рис. 7.7) представляет собой выпрямительное устройство с электрическим фильтром.

Выпрямительное устройство предназначено для получения постоянного тока из трехфазного переменного тока. Допустимое входное фазное напряжение до 1600 В и ток до 600 А. Пульсации тока и напряжения на выходе не превышают 1%. Масса выпрямительного устройства составляет менее 18 кг, габаритные размеры 210×275×355 мм.

Выход из системы управления подключен к силовой сети передачи электрической энергии постоянного тока через силовое управляемое коммутирующее устройство системы управления демонстратором гибридной силовой установки. К этой же сети подключается блок аккумуляторных ба-

тарей мощностью 150 кВт, емкостью 20 А·ч и номинальным напряжением 800 В. АБ представляет собой 270 последовательно соединенных литий-железо-фосфатных аккумуляторных ячеек (рис. 7.9) объединенных в 6 блоков (рис. 7.10).



Рис. 7.9. Литий-железо-фосфатная аккумуляторная ячейка



Рис. 7.10. Блок литий-ионных аккумуляторных батарей

Ячейка разработана МФТИ (НИУ) по заказу ЦИАМ и имеет следующие характеристики: номинальная емкость – 20 А·ч, номинальное напряжение – 3,3 В, максимальный ток разряда – 500 А, масса – 0,485 кг, габаритные размеры (В×Ш×Г) – 230×160×8 мм. Суммарная энергоемкость блока аккумуляторных батарей составляет порядка 15 кВт·ч.

Выходы коммутирующих устройств электрического генератора и блока аккумуляторов соединены параллельно и далее выходят на силовую шину питания, передающую электрическую энергию на нагрузку.

Для коммутации потоков энергии в силовой сети постоянного тока необходима система распределения и управления электропитанием. С данной задачей справляется система автоматического управления гибридной силовой установкой (САУ ГСУ). Ее основная задача – управление подключением источников питания к общей сети питания силовой установки в зависимости от режима работы.

В САУ ГСУ входят: управляемые коммутирующие устройства, интеллектуальное распределительное устройство, цифровой управляющий модуль и вакуумные контакторы.

Основным потребителем энергии в составе демонстратора ГСУ, представляемого в данной работе, является электродвигатель на принципах высокотемпературной сверхпроводимости (см. рис. 7.7) мощностью 500 кВт, разработанный ЗАО «СуперОкс» по заказу Фонда Перспективных Исследований. Номинальная частота вращения ЭД – 2500 об/мин. В состав электродвигателя на ВТСП входят следующие системы: электрический преобразователь частоты (ПЧ), система охлаждения ПЧ, система вакуумирования, система криогенного охлаждения, крионасос с системой управления. ВТСП обмотки статора ЭД охлаждаются переохлажденным жидким азотом (до температуры 70°-72°К), поступающим из криобака (резервуар с жидким азотом) оборудованного системой вакуумирования (вакуумный насос расположен внутри криобака). Объем криобака 200 л.

7.3.2. Летающая лаборатория

После того, как демонстратор и все его узлы прошли стендовые испытания в ЦИАМ, где они подтвердили свою работоспособность, надежность и безопасность, все оборудование было установлено на летающую лабораторию на базе самолета Як-40 (рис. 7.11). ВТСП электрический двигатель и его криосистема смонтированы на мотораме (рис. 7.12). Моторама была установлена в носовой части самолета (рис. 7.13).



Рис. 7.11. Летающая лаборатория на базе самолета Як-40

Электрический генератор с приводом на основе ТВ2-117 был установлен в хвостовой части самолета на месте среднего турбореактивного двигателя АИ-25 (рис. 7.14).



Рис. 7.12. ВТСП электрический двигатель и его криосистема, смонтированные на мотораме



Рис. 7.13. Носовая часть летающей лаборатории Як-40ЛЛ



Рис. 7.14. Размещения электрического генератора и его привода на базе ТВ2-117 в хвостовой части самолета

Испытания демонстратора ГСУ, установленного на самолете проводились в феврале 2021 года. В ходе этих испытаний отрабатывалась совместная работа всех систем демонстратора и систем самолета, в том числе основной силовой установки. Определялась электромагнитная совместимость всех систем. Испытания прошли успешно и ЛЛ на базе Як-40 с демонстратором ГСУ была представлена в летной программе выставки МАКС-2021.

Резюме

(к главе 7 «ОСНОВЫ ТЕОРИИ ГИБРИДНЫХ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК»)

1. В электрической СУ электроэнергия вырабатывается аккумуляторной батареей и/или блоком топливных элементов, и вся тяга создается электроприводными движителями.

2. Гибридные силовые установки подразделяются на турбоэлектрические СУ, последовательные СУ, параллельные СУ, последовательно-параллельные СУ, частично турбоэлектрические СУ.

3. В последовательной ГСУ привод движителей осуществляется электромоторами. В зависимости от степени гибридизации по энергии существует различие между чисто последовательной – турбоэлектрическая СУ (ТЭСУ) и частично последовательной ГСУ. Все последовательные схемы ГСУ имеют общие компоненты, такие как топливные баки, ГТД, генераторы, шины и электрические компоненты, сгруппированные в СУРЭ, электромоторы и, наконец, движители.

4. Параллельная ГСУ определяется наличием механического узла, в котором мощность от ГТД и электродвигателей складывается вместе для приведения в движение движителей. Общими компонентами параллельных ГСУ являются топливные баки и ГТД для обычной подсистемы, а также аккумуляторные батареи, контроллеры и электромоторы для электрической подсистемы. В отличие от последовательной ГСУ, в ней нет электрических генераторов, передающих мощность на движитель

5. Последовательно-параллельная ГСУ представляет собой схему, целью которой является объединение преимуществ, обсуждаемых выше ГСУ. Она обладает механическим и электрическим узлами. Частично турбоэлектрическая схема отличается от нее тем, что не содержит батареи. Это означает, что ГТД приводит во вращение как движитель, так и генератор, но при этом он никогда не получает энергию от него.

6. Основным условием технической реализуемости, экономической и экологической целесообразности гибридных и электрических силовых установок является создание высокоеффективных, надежных электрических агрегатов, обладающие малой удельной массой. К ним относятся: электрические машины (двигатели и генераторы), системы управления электрическими машинами, накопители электрической энергии (аккумуляторы, суперконденсаторы), электрохимические генераторы энергии – топливные элементы, коммутационное оборудование.

7. В настоящее время научными институтами и предприятиями предпринимаются попытки создания авиационных электрических машин с удельными показателями 0,10-0,17 кг/кВт (6-10 кВт/кг) и выше при КПД 96-98%.

8. Альтернативным способом получения электрической энергии на борту летательного аппарата являются электрохимические генераторы – топливные элементы (ТЭ). Существует несколько видов ТЭ, но в настоящее время наиболее распространенными являются твердо полимерные топливные элементы (ТПТЭ) и твердооксидные топливные элементы (ТОТЭ). Принцип действия ТЭ такой же, как и у аккумуляторов, основан на переносе положительных ионов через электролит от катода к аноду. Но в отличии от аккумуляторов топливо и окислитель в ТЭ подаются извне.

9. Концепция гибридной силовой установки (последовательная схема), предполагает, что электрогенератор с приводом от турбовального газотурбинного двигателя будет обеспечивать электроэнергией электродвигатель на принципах высокотемпературной сверхпроводимости на всех режимах полета самолета и дополнительно на крейсерском режиме полета осуществлять подзарядку блока аккумуляторных батарей. Электродвигатель приводит во вращение воздушный винт. АБ задействуются для питания ЭД на режимах взлета и набора высоты

Контрольные вопросы

1. Опишите принцип работы «чистой» последовательной ГСУ.
2. В чем состоит преимущество турбоэлектрической силовой установки перед частично последовательной ГСУ и наоборот?
3. Что такое степень гибридизации силовой установки и в каких пределах она может изменяться в схеме параллельной ГСУ?
4. Перечислите достоинства и недостатки различных схем гибридных СУ.

-
5. Какой тип электрических машин обладает наилучшими мощностными и массогабаритными характеристиками? Опишите принцип работы такой машины.
 6. Какие тенденции преобладают в настоящее время для достижения высоких КПД и низких удельных показателей электрических силовых установок?
 7. Опишите современные и перспективные технологии создания аккумуляторных батарей.
 8. Назовите основные ключевые технологии создания твердополимерных топливных элементов для ГСУ.
 9. Дайте прогноз развития ключевых технологий, необходимых для создания электрических и гибридных силовых установок для летательных аппаратов.
 10. Опишите принцип работы демонстратора гибридной силовой установки, схема которого приведена в данной главе.

Глава 8.

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-прочистов 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.

8.1. ROLLS ROYCE GROUP PLC (ВЕЛИКОБРИТАНИЯ)



Фирма была организована в 1906 году. В 1914 году на фирме начались работы в области двигателестроения. Роллс-Ройс занимает одно из ведущих положений в мировом авиадвигателестроении. Фирма разрабатывает, производит, продает и обеспечивает эксплуатацию авиационных и ракетных двигателей, а также силовых установок для промышленности и морских судов. Правление фирмы находится в Лондоне.

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 1959 г. произошло объединение фирмы Бристоль (Bristol Aero Engines) и фирмы Армстронг Сиддли (Armstrong Siddely Motors) с образованием фирмы Бристоль Сиддли (Bristol Siddeley Engines Ltd.), которая позднее приобрела акции фирм Де Хевилленд (de Havill and Engine Company Ltd.) и Блэкберн (Blackburn Engines Ltd.).

В 1960 году в состав фирмы RR вошла фирма «Непиер» (Napier), а 1966 – фирма «Бристоль Сиддли» (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 Дерби (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 A380 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, Испании, Швеции, Германии. Во Франции RR сотрудничает с фирмой Snecma по двигателям военного назначения, с фирмой «Турбомека» (Turbomeca) по вертолетным двигателям.

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 ширококоординных лопаток вентилятора, что позволяет уменьшить их количество в венце почти на треть, к тому же ширококоординные 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 ($T_g^* > 1900$ К). В конструкциях двигателей семейства используются современные и перспективные разработки:

- вентилятор с ширококоординными 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.

8.2. 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.

8.3. SAFRAN TURBOMECA (ФРАНЦИЯ)



Фирма «Турбомека» (Turbomeca) создана в 1938 году с целью разработки и производства компрессоров и погрузчиков. В настоящее время входит в состав SAFRAN Group.

Строительство небольшой газовой турбины началось в 1941 г. Однако во время войны производство было остановлено. После войны разработка малых газовых турбин и малых реактивных двигателей была продолжена.

Первый реактивный двигатель, модель TL TR-011 с тягой 80 кп, был запущен в 1948 году.

В последующие годы компания Turbomeca разработала множество других небольших двигателей аналогичной конструкции. Это газотурбинные воздушные компрессоры, а также турбовинтовые и турбореактивные двигатели:

Marbore I (тяга 300 кп), Marbore II (тяга 400 кп), Marbore VI (480 кп Тяга), Арбизон (тяга 250 кп), Гурдон (тяга 640 кп) и Габизо (11 00 кп Thrust).

Они также разработали два двухконтурных двигателя, Aspin и Soulor.

Двигатели Turbomeca производятся в Англии компаниями Blackburn и General ТРД Marbore 2, -2A, -2C, -2F, -6, -6F, -6C, Arbizon 3, -3B2, -3D.

Turbomeca (или Safran Helicopter Engines с 2001-го года) – компания, основанная во Франции 29 августа в 1938 года, хотя история ее начинается в 1937-ом году с получения ее основателями патента на нагнетатель, который использовался на Hispano-Suiza 12Y для истребителя Dewoitine D.520. Примечательно то, что нагнетатель использовал осевой компрессор, вместо центробежного, что было довольно необычно для того времени. Компания достаточно быстро развивалась, о чем говорит увеличение количества выпускаемой продукции. Так, в 1938 году компания выпустила всего 18 двигателей, а в 1940 году уже 1200. Компания неоднократно меняла место своей дислокации, но в 1942 году один из основателей компании бежит в Швейцарию, из-за чего компания переживает упадок, а количество рабочих сокращается с 300 до 50 человек.

8.4. MICROTURBO (ФРАНЦИЯ)



Microturbo – дочерняя французская компания Safran Helicopters Engine, основанная 1961-м году, которая создала несколько моделей малогабаритных двигателей.

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 телекоммуникационных летательных аппаратов. Как правило, продукция фирмы производится крупными серия-

ми (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 TPI 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.

8.5. MTU AERO ENGINES (ГЕРМАНИЯ)



В 1936 году компания BMW построила завод по производству авиационных двигателей в г. Аллах недалеко от Мюнхена, где сегодня находится штаб-квартира MTU Aero Engines. В 1940 году завод был значительно расширен, чтобы начать серийное производство двигателя BMW 801 для истребителей Focke-Wulf FW 190 и бомбардировщиков Дорнье До 217.

В мае 1945 г. американские войска заняли территорию завода в г. Аллах, после чего производство авиадвигателей было остановлено на десять лет. В 1954 году BMW официально возобновила разработку авиационных двигателей. Три года спустя, после снятия запрета на производство двигателей в Германии, компания смогла возобновить производство авиадвигателей в Аллахе, первоначально сосредоточившись на лицензионном производстве иностранных образцов, как правило американских. К 1959 г. BMW Triebwerkbau GmbH занималось производством по лицензии General Electric ТРДФ J79-11A для Lockheed F-104 BBC Германии. В 1960-е гг. ТВД Роллс-Ройс Тайн также производился по лицензионному соглашению, он использовался в качестве силовой установки для нескольких самолетов Люфтваффе, таких как Breguet Atlantic и C-160 Transall.

Помимо этого компания стремилась участвовать в разработке новых двигателей путем формирования партнерских отношений с другими европей-

скими производителями по разделению рисков. 14 октября 1969 года BMW официально оформила сотрудничество с британскими производителями авиационных двигателей Rolls-Royce и итальянской FiatAvio. Эта организация была создана как совместное предприятие по разработке и изготовлению RB199 для Panavia Торнадо. BMW владела 40% акций Turbo-Union, Rolls-Royce еще 40%, а остальная часть принадлежала FiatAvio; рабочая доля на производство самого RB199 также была разделена по аналогичному соотношению.

В конце 1960-х годов компания претерпела несколько реструктуризаций в ответ на смену собственников. Осенью 1968 г. MAN Turbo GmbH и Daimler-Benz сформировали новое совместное предприятие, первоначально известное как Entwicklungsgesellschaft für Turbomotoren GmbH, которое объединило свои интересы в области разработки и производства авиационных двигателей. В июле 1969 года это совместное предприятие было названо Motoren-und Turbinen-Union GmbH (MTU). Оно занималось производством авиационных двигателей и высокоскоростных дизельных двигателей MAN Turbo и Daimler-Benz. MTU München отвечало за авиационные двигатели, а MTU Friedrichshafen за дизельные двигатели и другие газовые турбины.

В 1986 г. EuroJet Turbo GmbH была основана для управления разработкой, производством, обслуживанием, поддержкой и продажами EJ200 – двигателя для Eurofighter Тайфун. На момент основания первоначальными партнерами Eurojet GmbH были Rolls-Royce, MTU, Fiat и Sener. Двигатель EJ200 сочетает в себе ведущие технологии каждой из четырех европейских компаний с использованием передового цифрового управления и мониторинга состояния здоровья; широкие хордовые крылья и монокристаллические лопатки турбин; а также сужающееся / расширяющееся выхлопное сопло, обеспечивающее отличное соотношение тяги к массе, возможность одновременного использования нескольких частей, низкий расход топлива, низкую стоимость владения, модульную конструкцию и значительный потенциал роста. К концу 2006 года с Eurojet был заключен контракт на производство в общей сложности 1400 двигателей для Eurofighter.

В июне 1989 г. было создано еще одно совместное предприятие – MTU Turbomeca Rolls-Royce (MTR) для разработки и производства двигателя MTR390 для многоцелевого боевого вертолета Еврокоптер Тигр. Первоначальная доля была разделена следующим образом: Turbomeca произвела компрессор, коробку передач, аксессуары и систему управления,

Rolls-Royce изготавливала ступень силовой турбины, а MTU отвечал за камеру сгорания, турбину высокого давления, а также за окончательную сборку всей первой партии двигателей. В начале 2000 года между Федеральным управлением оборонных технологий и закупок Германии (BWB) и MTR был подписан первоначальный производственный контракт. Контракт, оцениваемый в 430 миллионов немецких марок и включающий 320 двигателей плюс запчасти, представляет собой разрешение на производство MTU390.

В 2002 г. четырьмя производителями авиадвигателей: MTU, французской Safran Aircraft Engines, Rolls-Royce и испанской Industria de Turbo Propulsores был создан консорциум Europrop International (EPI GmbH), который занимается проектированием, разработкой, маркетингом, производством и поддержкой турбовинтового двигателя TP400-D6 для Airbus A400M Atlas.

В 1985 году Daimler-Benz приобрела 50% доли MAN в компании, после чего MTU была передана ее дочерней аэрокосмической компании DASA. В течение 2000 года, когда DASA была объединена с несколькими другими европейскими компаниями, чтобы сформировать Европейские системы аэронавтики и обороны (EADS) транснациональный конгломерат MTU был выделен и остался частью DaimlerChrysler. Три года спустя MTU был продан частный акционерный капитал Kohlberg Kravis Roberts & Co (KPP).

В 2019 году MTU объявил, что Сербия станет центром ремонта авиационных двигателей после того, как MTU Aero Engines подписала меморандум о взаимопонимании с Министерством экономики Сербии; новый объект будет открыт в городе Стара Пазова, рядом с Белградом. Компания имеет множество других представительств по всему миру, в том числе Rocky Hill (Коннектикут), Ванкувер (Британская Колумбия), Жешув (Польша), Чжу Хай (Китай) и Даллас (Техас).

В декабре 2019 года Safran и MTU объявили о соглашении об основании совместного (50/50) предприятия для управления разработкой, производством и послепродажной поддержкой нового военного авиационного двигателя, предназначенного для боевой авиации будущего.

8.6. 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 правительственные 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 π_{ct} 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 $P_{\text{дв взл}} = 71,2\ldots106,7$ кН предназначено для узкофюзеляжного самолета A318. Одновременно было объявлено о разработке другого нового семейства ТРДД PW8000 с приводом вентилятора через редуктор и $P_{\text{дв взл}} = 111\ldots156$ 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 ($L_p \approx 1000$ 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 $\pi_k = 11$;
- одноступенчатая ТВД с охлаждаемыми лопатками СА и РК из монокристаллического сплава;
- 3-ступенчатая ТНД с охлаждаемыми лопатками СА с первой ступенью;
- система активного управления 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 ($M_{\text{п}} = 1,4$ 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.

8.7. PRATT & WHITNEY (КАНАДА)

Pratt & Whitney Canada (PWC или P&WC) является канадским производителем малых авиационных двигателей. Штаб-квартира PWC находится в Longueuil (Квебек) недалеко от Монреаля. Это подразделение американской компании Pratt & Whitney (P&W).

Фирма PWC занимается собственными исследованиями, разработками и маркетингом, а также производит свои двигатели. В настоящее время в компании работает 9200 человек по всему миру, из них 6200 человек в Канаде.

Канадская компания Pratt & Whitney Aircraft, Ltd. была основана в ноябре 1928 года в качестве сервисного центра для авиационных двигателей P&W. Во время Второй мировой войны она собирала поршневые двигатели серии Pratt & Whitney Wasp, построенные в США. В 1952 г. производство двигателей Wasp было переведено на P&WC.

В конце 1950-х гг. команда из 12 инженеров P&WC начала разработку первого небольшого турбинного двигателя в Канаде – PT6.

В 1962 г. компания была переименована в United Aircraft of Canada и получила свое нынешнее название в 1975 г.

Предприятия Pratt & Whitney Canada расположены в четырех канадских провинциях: Галифакс (Новая Шотландия), Летбридж (Альберта), Лонгейл (Квебек) и Миссиссога (Онтарио). Заняты производством, продажей, лизингом и техническим обслуживанием следующих основных двигателей, их компонентов и вспомогательных агрегатов: PW100, PW200, PW300, PW500, PW600, PW800, PW900, PT6A, PT6B, PT6C, PT6T/T400, JT15D. Широко распространено обучение и подготовка квалифицированных научно-технических кадров в области проектирования, испытаний и обслуживания авиадвигателей.

8.8. GENERAL ELECTRIC (США)



«Дженерал электрик» (GE) является американской международной компанией-конгломератом, зарегистрированным в Нью-Йорке со штаб-квартирой в Бостоне. «Дженерал электрик» – это высокотехнологичная промышленная компания, работающая по всему миру в четырех промышленных сегментах:

- энергетическое оборудование;
- альтернативные источники энергии;
- комплектующие к авиации;
- медицинское оборудование.

Компания General Electric была основана в 1878 г. Томасом Эдисоном (Thomas Edison). Первоначально она называлась Edison Electric Light Company, а после объединения с Thomson-Houston Electric Company в 1892 г., стала называться General Electric Company.

Подразделения компании:

GE Power предоставляет широкий спектр технологий для производства и поставки электроэнергии, а также обработки воды, позволяющих локально решать проблемы клиентов;

GE Renewable Energy – подразделение GE, специализирующееся на решениях в области создания экологически чистой электроэнергии на основе возобновляемых источников;

GE Healthcare объединяет диагностические, терапевтические технологии и системы мониторинга с цифровыми и аналитическим возможностями, повышая эффективность оказания медицинской помощи пациентам по всему миру;

GE Aircraft Engines (GEAE) – часть компании **GE Transportation Systems**, один из ведущих мировых поставщиков газотурбинных двигателей, бортовых и механических систем, генераторов электроэнергии, сервисных и цифровых решений для коммерческой, военной и бизнес-авиации;

GE Aviation, дочерняя компания **General Electric**, расположена в Эвендейле (Огайо). GE Aviation входит в число ведущих поставщиков авиационных двигателей и предлагает двигатели для большинства коммерческих самолетов. Подразделение работало под названием General Electric Aircraft Engines (GEAE) до сентября 2005 года. Основными конкурентами GE Aviation на рынке двигателей являются Rolls-Royce и «Пратт и Уитни». GE Aviation совместно с французской компанией Safran Aircraft Engines управляет двумя предприятиями – CFM International и CFM Materials.

Впервые в США фирма GE создала:

- реактивный двигатель;
- турбовинтовой двигатель;
- двигатель с регулируемым статором;
- двигатель на скорость $M=2$;
- двигатель на скорость $M=3$;
- двигатель с большой двухконтурностью;
- ТРДД изменяемого цикла;
- незакапотированный ТРДД;
- двигатель со степенью повышения давления 30:1;
- мировой рекордный двигатель статической тяги GE90-115B с показателями тяги 551,154 кН.

Фирма «Дженерал электрик» входит в число лидеров крупнейших промышленных компаний в мире и имеет годовой доход 95,214 млрд. долларов

(2019 г.). У фирмы есть своеобразный мировой рекорд – 16600 выпущенных двигателей Y-79.

Численность сотрудников в 2008 году составляла 323 тыс. человек.

Завод в Линне осуществляет сборку двигателей для Министерства обороны США. Двигатели, собираемые на этом заводе – F404, F414, T700 и CFE738. Завод в Линне также производит варианты -3 и -8 реактивного двигателя CF34, силовую установку CT7, являющуюся коммерческой версией турбовального двигателя T700.

Завод в Эвендейле проводит окончательную сборку CFM International CFM56, CF6.

Завод Дарем (Северная Каролина) производит окончательную сборку LEAP-X, GEnx, CFM56, GE90, GP7200 и CF34. Важнейшие детали для этих двигателей производятся на вторичных предприятиях GE Aviation, например, в Бромонте (Квебек), Хуксете (Нью-Гэмпшир), Уилмингтон (Северная Каролина), Мэдисонвилл (Кентукки), Ратленд (Вермонт) и Маскегон (Мичиган), где изготавливаются лопатки двигателя.

Осуществив в 2007 г. покупку компании Smiths Aerospace, GE открыла первый Центр развития университета в Мичиганском технологическом университете в Хоутоне (Мичиган), в рамках которого проводится работа со студентами инженерных специальностей. Программа хорошо себя зарекомендовала и GE Aviation объявила о новых открытиях UDC в Государственном университете Канзаса.

GE Aviation продолжает разработку концепции сверхзвукового двигателя хорошо удовлетворяющей требованиям по сверхзвуковой скорости, дозвуковой скорости и уровням шума.

GE Aviation активно внедряет технологии 3D-печати в производственный процесс своих двигателей.

Для достижения высокой конкурентности своих двигателей фирма GE всегда стремилась к применению последних достижений авиадвигателестроения. Двигатели GE имеют высокий уровень T_r^* , составляющий 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.

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.

8.9. LYCOMING (США)



Lycoming Engines – крупная фирма-производитель авиационных двигателей в основном для малой авиации.

До 1987 года она являлась частью холдинга AVCO, затем была куплена компанией Textron и переименована в Textron Lycoming. В 2002 году сменила название на нынешнее Lycoming Engines.

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.

В 1994 г. AlliedSignal приобрела Lycoming Turbine Engine Division компании Textron, после ее слияния с Garrett Engine она стала AlliedSignal Engine Division аэрокосмической компании AlliedSignal Aerospace Company.

8.10. GARRETT AIRESEARCH (США)



Garrett Turbine Engine Co. – двигателестроительная фирма США. Является отделением концерна Garrett Corporation, основанного в 1936 г. Джоном Клиффордом Гарретом (John Clifford Garrett).

Компания – крупнейший производитель авиационных газотурбинных двигателей малой и средней мощности, разработку и производство которых

ведет с 1946 г. К началу 1980-х гг. выпускала до 70 % всех газотурбинных двигателей мощностью от 46 до 1865 кВт, произведенных в США и западной Европе. Газотурбинные двигатели фирмы используются главным образом в авиации общего назначения и на легких транспортных самолетах. К основной продукции конца 1980-х гг. относятся: турбовинтовой двигатель TPE331 (T76), турбореактивные двухконтурные двигатели ATF3 (F104), TFE76 (F109), TFE731.

Garrett AiResearch был производителем турбовинтовых двигателей и турбокомпрессоров, а также пионером многочисленных аэрокосмических технологий. Другие названия компании: Aircraft Tool and Supply Company, Garrett Supply Company, AiResearch Manufacturing Company или просто AiResearch.

В 1936 г. Cliff Garrett открыл собственную компанию с названием Garrett AiResearch в Лос-Анджелесе. Компания производила средства герметизации кабины самолета, масляные теплообменники и другое оборудование для Boeing, Douglas, Lockheed, и North American.

С развитием реактивных двигателей корпорация занялась созданием турбохолодильников для систем кондиционирования. Позже она стала производить вспомогательные газотурбинные силовые установки. Garrett участвует в создании клапанов и управляющих систем в более чем 20 ракетных проектах, в том числе для программ космических исследований Mercury, Gemini и Apollo. Также в 1963 г. Garrett разрабатывает 575-сильные ТВад TPE331.

В 1968 г. родительская компания изменила свое название на Signal Companies, чтобы лучше отражать свою диверсификацию.

В 1984 г. Garrett совместно с Allison разрабатывает двигатель для армейского универсального легкого вертолета. Также совместно с Rolls-Royce компания участвует в разработке заказа для военно-морского флота.

Garrett совместно с General Electric создает компанию, названную CFE. Эта компания разрабатывала 6000-фунтовый двигатель под названием CFE738 для среднемагистрального самолета.

В 1985 г. Signal объединился с Allied Corporation. Были созданы подразделения двигателей и ВСУ, включившие некоторые компоненты компании Bendix Aerospace, которые Allied приобрел в 1983 г.

В 1993 г. Allied Signal Propulsion Engines и Allied Signal Auxiliary Power были интегрированы в единую организацию, под названием Allied Signal

Engines, производящую небольшие авиационные двигатели, ВСУ и ряд других компонентов для авиации.

Правление фирмы Garrett и ее основные предприятия расположены в Финиксе (Аризона) и Торрансе (Лос-Анджелес), на которых занято свыше 4000 чел., их общая производственная площадь составляет – 185 000 м².

Разработка первого ГТД фирмы Garrett началась в 1946 г. За истекший период изготовлено свыше 30000 малоразмерных двигателей, которые наработали в эксплуатации более 30 млн. ч.

В числе первых ВГТД, разработанных фирмой Garrett, были GTCP-85 (всего поставлено свыше 22300 их гражданских и военных вариантов). За ними последовали ВГТД GTCP-30, -36, -165, -331, -600, -660, а также TSCP.

Наряду с ВГТД GTCP-85 наиболее массовыми ВГТД фирмы являются двигатели семейства GTCP-36 (-50, -55, -55H, -100, -110, -200), всего было поставлено более 5000 двигателей, в том числе – 1000 GTCP36-200 для самолетов F-18.

В 1990 г. начались поставки модификации ВГТД GTCP36-300.

Фирма Garrett имеет филиал в ФРГ Гэррритт ГмбХ в Раунхайме, который ранее занимался только техническим обслуживанием и ремонтом ВГТД, а в настоящее время ведет работы по дальнейшему развитию ВГТД семейства GTCP-36 и ее модификации GTCP36-330 для западноевропейского истребителя EFA, а также ВГТД для китайского самолета MPC-75 и европейского вертолета.

Первым разработанным фирмой авиационным маршевым ГТД стал ТВД Т76, который использовался для оснащения самолета Рокуэлл OV-10A.

Фирма Garrett имеет соглашения на компенсационной основе с фирмой Роллс-Ройс (долевое участие 30 %), охватывающее изготовление узлов двигателя ТРЕ331-12В, их сборку, испытания и поставки, а также с фирмой Волво Флюгмотор (при долевом участии 15 %) по программе изготовления двигателя ТРЕ331-14.

Фирма Garrett кооперируется с фирмой Allison, образовав компанию LHTEC.

С фирмой «Дженерал Электрик» заключено соглашение о совместной разработке нового ТРДД CFE738 на базе газогенератора ТВД GE27, создаваемого «Дженерал Электрик» по программе MTDE.

По этому соглашению фирма Garrett ответственна за проектирование и разработку каскада низкого давления и за агрегаты.

Фирма проводит интенсивные НИОКР по керамическим элементам турбин, некоторые из таких элементов испытываются на экспериментальном двигателе AGT101, разрабатываемом в кооперации с фирмой Ford.

Фирма Garrett постоянно ведет НИОКР по созданию новых двигателей и совершенствованию двигателей, находящихся в серийном производстве и эксплуатации, в соответствии с программами BBC США ITDE, QCGAT, ИНРТЕТ, СИР, ATEGG, ETEC и др.

В программах BBC США фирма проводит работы по модернизации технологии изготовления двигателей, созданию демонстрационного ГТД одноразового применения и демонстрационного двигателя для боевых самолетов.

В 1999 г. компанию AlliedSignal приобрела компания Honeywell. Новое объединение стало называться Honeywell Aerospace. Участие Honeywell Aerospace в области газотурбинных двигателей можно проследить в первую очередь по двум дочерним компаниям: Garrett AiResearch и Lycoming Turbine Engine Division.

8.11. 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.

8.12. WILLIAMS INTERNATIONAL (США)



Доктор Сэм Б. Уильямс разрабатывал для Chrysler автомобильные турбинные системы. Он покинул Chrysler, чтобы сформировать Williams Research Corporation в Бирмингем (штат Мичиган) в 1954 г. В 1981 году компания ста-

ла называться Williams International. Она строила небольшие турбовентиляторные двигатели с 1950-х годов для использования в крылатых ракетах, а также для разведывательных дронов.

Используя ракетные двигатели, Уильямс разработал серию персональных СВВП летательных аппаратов, в том числе в 1969 году платформу Williams Aerial Systems (WASP), а в 1970-х годах X-Jet, который был принят армией США в 1980-е гг. Платформа WASP была единственным конкурентом Гаррет в программе морской пехоты США STAMP (малая тактическая воздушной платформы) в начале 1970-х годов.

Также в 1980-х Уильямс определил потребность в авиации общего назначения на рынке небольших легких реактивных двигателей для экономичных личных и корпоративных реактивных самолетов. Компания представила двигатель FJ44, что в свою очередь сделало возможным внедрение в ряд небольших реактивных самолетов.

В 1996 году Уильямс присоединился к программе AGATE General Aviation Propulsion для разработки экономичного турбовентиляторного двигателя, который был бы даже меньше, чем FJ44. Результатом стал двигатель FJX-2. Затем Уильямс заключил контракт с «Берт Рутанс Самолет», и двигатель представили впервые в 1997 г. Серийный вариант двигателя EJ22 был установлен на прототипе VLJ (который произошел от V-Jet II), но впоследствии был заменен на двигатель «Пратт и Уитни».

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 $m_{взл} = 3,3$, $\pi_k = 12,7$, $T_r^* = 1215$ К, $G_{взл} = 29,6$ 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).

Особенностями этого двигателя являются:

- одноступенчатый широкохордный вентилятор конструкции типа «блеск», 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 $P_{\text{дв взвл}} = 5,4$ кН, $L_{\text{дв}} = 1,217$ м, $D_{\text{раб}} = 0,44$ 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 $P_{\text{дв взвл}} = 3,12$ кН, $L_{\text{дв}} = 1,041$ м, $D_{\text{раб}} = 0,368$ 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 чрезвычайной задачей вследствие крайне малой высоты лопаток компрессора.

8.13. TELEDYNE CAE (США)



Teledyne Turbine Engines (TTE) является производителем краткоресурсных газотурбинных двигателей и располагается в городе Толедо (штат Огайо). Teledyne Technologies Inc. TTE является преемником бывшего Teledyne CAE.

Teledyne Technologies Incorporated является промышленным конгломератом, который был основан в 1960 году Генри Синглтоном и Джорджем Козметским (Henry Singleton и George Kozmetsky) как Teledyne Inc.

В 1940 году Continental Motors Corporation преобразуется в Continental Aviation and Engineering (CAE), чтобы разрабатывать и производить авиационные двигатели мощностью более 500 л.с. В 1940-х годах компания начинает развитие газотурбинных двигателей, но в производство они не пошли.

С 1950-1970 годах CAE построил Teledyne CAE J69 как лицензионную версию Turbomeca Marboré 2.

В 1969 году Teledyne Continental приобретает Continental Motors Corporation, которая стала Teledyne Continental Motors (TKM). CAE была переименована в Teledyne CAE со штаб-квартирой в Толедо (штат Огайо).

В ноябре 1999 года Teledyne CAE была переименована Teledyne Turbine Engines, а в следующем десятилетии помещена под Teledyne Continental Motors (TCM) как подразделение по производству газотурбинных двигателей TCM.

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-СА-100 и F408-СА-100. Однако в этой области фирма уступает аналогичным разработкам фирмы «Уильямс Интернешнл».

8.14. MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES (ЯПОНИЯ)



Mitsubishi – крупнейший конгломерат корпораций в Японии, один из первых дзайбацу, берущий свое начало с 1870-го года. В составе конгломерата находится множество различных компаний, производящих многообразную продукцию.

Непосредственно авиастроением входящая в конгломерат компания начала заниматься в 1918 году, когда инженер Кумэдзо Ито был отправлен во Францию на обучение. В 1920 году регистрируется первое авиационное подразделение «Мицубиси найнэнки сэйдзо кабусикигайся», которая начинает очень быстро развиваться, в итоге компания имела 6 самолетостроительных и 11 двигателестроительных заводов. Ведущими конструкторами на тот момент были Дзиро Хорикоси, Суэо Хондзе, Томио Кубо, Нобухико Кусабакэ, Хисанодзе Одзава, Тэруо Тодзе, Киро Хондзе, Дзиро Танака.

В 1946 году компания была реорганизована и распалась на множество фирм, которые в 2005 году объединились в более развитую, нежели дзайбацу, структуру под названием кэйрэцу.

* * *

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 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. Чаще других такую форму сотрудничества используют французские фирмы. В последние годы выгодно сотрудничают и американские компании. Так возникли два объединения: фирма «Аллисон и Гэррит» и фирма «Авко Лайкоминг» (США) (Avco Lycoming Textron) для конкурентного решения по созданию эффективного вертолетного двигателя.

Для разработки 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 демонстрационного двигателя XG-40, который разрабатывался компанией RR.

Отличительными особенностями ТРДДФ EJ200 с взлетной форсажной тягой $P_{\text{дв вzl ф}} = 90$ кН, являются:

- 3-ступенчатый вентилятор конструкции типа «блиск» без ВНА с ширококоординными лопатками РК без антивibrationных полок;
- 5-ступенчатый компрессор с регулируемыми ВНА с ширококоординными 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.

Заявлено, что двигатель EJ200 будет иметь $P_{\text{дв вzl}} = 72$ кН, $P_{\text{дв вzl ф}} = 103$ 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 $N_e = 700...4000$ 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 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-пленоочного 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 сателлитах;*
 - *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.

8. 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 специализируются на разработке и производстве малоразмерных двигателей?
7. Какие цели преследуют ведущие фирмы по улучшению показателей двигателей военной авиации?
8. Приведите примеры размеров расходов фирм на развитие.
9. Какие достижения фирмы GE имеют в США приоритетный характер?
10. Назовите основные направления работы фирмы PW.
11. Назовите 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 9. 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

9.1. ПАО «ОДК-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, 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 государствен-

ные 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.

С 2008 года «ОДК-Авиадвигатель» ведет работы по созданию семейства перспективных двигателей тягой 9-18 тонн, предназначенных для ближне-, среднемагистральных самолетов типа «МС-21», а также по созданию промышленных газотурбинных установок. В 2018 году базовый двигатель семейства ПД-14 сертифицирован Авиарегистром РФ. В декабре 2020 года опытный самолет МС-21-300 с двигательной установкой ПД-14 совершил первый полет. В настоящее время «ОДК-Авиадвигатель» реализует программу «Создание семейства двигателей большой тяги на базе газогенератора ПД-35», разрабатывает газотурбинные установки для транспорта газа на базе двигателя ПД-14, а также малоэмиссионные камеры сгорания для газотурбинных двигателей промышленного назначения.

9.2. ПАО «ОДК-КУЗНЕЦОВ»



ПАО «ОДК-Кузнецов» (ранние наименования: Государственный союзный опытный завод № 2, завод 276, Куйбышевский моторный завод, Куйбышевское научно-производственное объединение «Труд», ОАО «СНТК имени Н.Д. Кузнецова») создано в г. Куйбышеве в 1946 г.

С 1946 по 1949 гг. предприятием руководил Н.М. Олехнович. В период 1949 – 1993 гг. его 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. С марта 2019 г. управляющий директор – А. А. Соболев.

К «СНТК имени 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 имени Н.Д. Кузнецова» наряду с двумя другими самарскими предприятиями – ОАО «Кузнецов» и «СКБМ» – с 2010 года входит в ОАО «Объединенная двигателестроительная корпорация» и в состав госкорпорации «Ростех». В 2010 году после слияния с ОАО «Моторостроитель» было переименовано в ОАО «Кузнецов». В 2011 году ОАО «СНТК имени Н.Д. Кузнецова», ОАО «СКБМ» и ОАО «НПО «Поволжский АвиТИ» были присоединены к ОАО «Кузнецов». 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 $C_{уд\ кр} = 0,22$ 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. Было создано 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). ТРДДФII (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 диаметральным габаритам.

В дальнейшем, с увеличением степени повышения давления до 30, для уменьшения числа ступеней и обеспечения широкого бессрывного диапазона работы компрессора был осуществлен переход к трехвальной схеме на двига-

телях 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» было разработано 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 имени Н.Д. Кузнецова» выполнено несколько пионерных для мировой практики разработок, опытные образцы которых 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 параметры: $P_0 = 103$ кН и $C_{уд\ кр} = 30$ кг/(кН·ч), $C_{уд\ кр} = 73,9$ 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 $C_{уд\ кр} = 50$ 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).

9.3. ПАО «ОДК-САТУРН»



ПАО «ОДК-Сатурн» представляет собой российскую двигателестроительную компанию, специализирующуюся на разработке, производстве, маркетинге, продажах и послепродажном обслуживании газотурбинных двигателей для авиации, энергогенерирующих и газоперекачивающих установок, судов, морских и приморских промышленных объектов. Штаб-квартира и основное производство расположены в

городе Рыбинске Ярославской области. Входит в состав Объединенной двигателестроительной корпорации (ОДК) Госкорпорации Ростех.

Научно-производственное объединение «Сатурн» создано путем слияния нескольких предприятий: Рыбинского моторостроительного завода, Рыбинского конструкторского бюро моторостроения (РКБМ), Волжского машиностроительного завода (г. Рыбинск), ОКБ имени 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 некоторых из этих 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 производство 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.

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 турбо-

компрессором 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 четырехдвигательного 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 девятивступенчатый компрессор с $\pi_{k0}^* = 11$. 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 бомбардировщиках 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 имени 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 повышения давления 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 имени А.М. Люльки вошло в «НПО “Сатурн”». Генеральный конструктор «НТЦ им. А. Люльки» – директор филиала «НТЦ имени А. Люльки» Е.Ю. Марчуков.

Для самолета Су-57 создан двигатель Ал-41Ф.

Разрабатываются двигатели 5-го и 6-го поколений.

В настоящее время ПАО «ОДК-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 регионального самолета «Суперджет-100» пассажировместимостью 60, 70 и 95 человек разработки компаний «Сухой», «Ильюшин», «Яковлев», «Боинг».

В 2008 г. этот самолет начал проходить летные испытания.

9.4. 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.

9.5. ОАО «ОМСКОЕ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО (ОМКБ)»



Омское МКБ организовано в 1956 г. прежде всего для технического руководства работами по производству (на серийном заводе имени П.И. Баранова), эксплуатации и ремонту поршневых двигателей АШ-82. Практически одновременно МКБ приступило к разработке малоразмерных газотурбинных двигателей.

Главные конструкторы: В.А. Глушенков (1956 – 1973 гг.), В.С. Пащенко (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); $\pi_{k0}^* = 6,5$; $T_{r0}^* = 1142$ 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 ($N_{s0} = 690$ 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), $\pi_{k0}^* = 7,4$, $G_{v0} = 4,58$ кг/с, $T_{r0}^* = 1160$ 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 (модернизация 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 $p_{k0}^* = 467$ кПа и температурой $T_{k0}^* \leq 430$ К при $G_{v0} = 3,5$ кг/с.

ОМКБ около трех десятилетий 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».

9.6. 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 ТВ3-117 – один из лучших в мире по экономичности в своем классе; $C_{e0} = 0,29$ кг/(кВт·ч) достигнуто благодаря высоким значениям КПД узлов ($\eta_{\text{к}}^* = 0,86$; $\eta_{\text{ТВД}}^* = 0,91$; $\eta_{\text{с.т.}}^* = 0,94$). 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 ТВ3-117ВМА – 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 ($\pi_{\text{к0}}^* = 16$, $T_{\text{г0}}^* = 1500$ К), с эквивалентной мощностью на взлетном режиме $N_{\text{в0}} = 1840$ кВт и удельным расходом топлива на крейсерском режиме $C_{\text{э кр}} = 0,245$ 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:

$$(P_{\text{дв ф}}/P_{\text{дв}})_0 = 81,4/49,4 \text{ кН}, \quad (C_{\text{уд ф}}/C_{\text{уд}})_0 = 244/78,5 \text{ кг/(кН·ч)}, \quad T_{\text{г0}}^* = 1535 \text{ К} \\ (T_{\text{г max}}^* = 1680 \text{ К}), \quad \pi_{\text{кнД0}}^* = 21, \quad \pi_{\text{кнД0}}^* = 3,2, \quad m_0 = 0,49, \quad G_{\text{в0}} = 76,5 \text{ кг/с.}$$

Двигатель отличают интенсивный прирост тяги с увеличением скорости полета (что объясняется принятым в законе управления увеличением температуры $T_{\text{г}}^*$, а следовательно частоты вращения ротора $n_{\text{вд}}$ с повышением $T_{\text{н}}^*$), 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 ($N_e = 810 \text{ кВт}$) с 1980 г. и ГТД-1250 ($N_e = 920 \text{ кВт}$) 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).

9.7. ПАО «НПП “АЭРОСИЛА”»



Образовано в 1939 г. как ОКБ по созданию автоматических самолетных воздушных винтов и их гидромеханических систем регулирования. В этом же году началось серийное производство первого отечественного автоматического винта

АВ-1 с металлическими лопастями конструкции К.И. Жданова для оснащения самолетов И-16, И-153.

За короткий предвоенный период и в напряженные годы Великой Отечественной войны коллективом ОКБ было разработано более 12 типов воздушных винтов, выпущенных серийным производством в количестве более 100 тыс. шт. Ими оснащались самолеты страны тех лет: И-15, М-16, И-153, Ли-2, МиГ-3, Су-3, Пе-2, Ил-2, Ил-4, Ил-10, Ту-2, Пе-8 и др.

ОАО НПП «Аэросила» сочетает компетенцию разработчика, серийного завода и сопровождения эксплуатации в области агрегатостроения, создавая воздушные винты для самолетов и кораблей на воздушной подушке, гидромеханические системы регулирования, шарикоподшипниковые механизмы изменения стреловидности крыла самолетов.

Располагая опытным конструкторским бюро, совершенной производственной и экспериментальной базами, ОАО «НПП «Аэросила» является разработчиком воздушных винтов и ВГТД полного цикла: от проектирования до сертификации.

На воздушных винтах, разработанных ОАО «Аэросила», летает парк самолетов, от легких истребителей периода Отечественной войны до современных самолетов Ан-140, Ан-70, Ил-114. Из новых проектов – разработка винта мощностью 3500 л. с. для Ил-112В, создание воздушных винтов мощностью от 500 до 2000 л. с., которые могут быть применены и на БПЛА.

«Аэросила» занимается разработкой вспомогательных ГТД более 50 лет. ВГТД первого поколения ТА-6, ТА-8, ТА-12 нашли применение на таких массовых самолетах, как Ту-134, Ту-154, Ил-76 и др. В 1990-х годах предприятие приступило к разработке второго поколения двигателей, 1-го, 2-го и 3-го типоразмера по мощностям 100, 250 и 350 кВт.

Двигатель 1-го типоразмера ВГТД ТА-14 сертифицирован в 2001 г., а его модификация ТА 14-130, прошедшая государственные испытания, используется с 2006 г. и сейчас находит все более широкое применение.

Второй типоразмер – вспомогательный двигатель ТА18-100, разработанный и сертифицированный в 2002 г., создавался специально для самолета Ту-334. Двигатель может быть применен на самолете Ан-148 и способен обеспечить ему высокогорные запуски.

Третий типоразмер двигателей нового поколения – ВГТД ТА18-200, который в 2011 г. был сертифицирован в составе самолета Ту-204СМ. ВГТД ТА18-200 отличается от предшественника ВГТД ТА12-60 более высокими удельными параметрами, высоким КПД элементов, полностью

цифровой системой управления, развитой системой контроля двигателя, меньшей массой.

Все современные ВГТД, создаваемые предприятием, эксплуатируются по техническому состоянию. Расчетный ресурс по основным узлам – 15 тыс. эксплуатационных циклов. Предприятием также ведется разработка вспомогательных двигателей следующего поколения. Двигатель ТА-20 нулевого типа размера имеет эквивалентную мощность 75 кВт. Его электрическая мощность составляет 20 кВт, как и у ТА-14. Расчетная масса всего 27 кг. Это «электрическая» ВСУ без масляной системы и редуктора, с повышенными характеристиками и КПД узлов. Отказаться от системы смазки удалось за счет использования специальных подшипников, а использование высокоскоростного генератора делает ненужным редуктор.

На базе существующих газогенераторов под двигатели 368 и 662 кВт. НПП «Аэросила» прорабатывает возможность создания ВСУ для «электрического» самолета, которая позволяла бы обеспечить отбор электрической мощности в 350 кВт, что является требованием «электрического» самолета.

**9.8. 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, коль-

цевую 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 ($\pi_{k\Sigma}^* = 19,6$; $T_g^* = 1460$ 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 применявшийся 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 $\pi_{\text{в}}^* = 1,65$ 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 $G_{\text{в,2}}$, 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 ($\pi_{\text{в,0}}^* = 1,65$).

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 – осцентробежный, 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 $T_{\text{г}}^* = 1700$ 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 $\pi_{\text{k}} = 27,5$; 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.

9.9. НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР «ИНСТИТУТ ИМЕНИ Н. Е. ЖУКОВСКОГО» (ФГБУ НИЦ «ИНСТИТУТ имени Н.Е. ЖУКОВСКОГО»)

НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» – российский научно-исследовательский центр. Выполняет роль единого центра управления прикладной наукой в авиационной сфере для формирования опережающего научно-технического задела на основе принципов междисциплинарной конвергенции наук и межотраслевой интеграции технологий. Объединяет крупнейшие научно-исследовательские институты авиационной промышленности.

Создан в соответствии с федеральным законом № 326 от 4 ноября 2014 г.

Цели:

- организация и выполнение научно-исследовательских работ;
- разработка новых технологий по приоритетным направлениям развития авиационной техники;
- ускоренное внедрение в производство научных разработок;

- использование научных достижений в области авиастроения в интересах развития экономики Российской Федерации.

Функции:

- научно-исследовательской деятельность, разработка и научное сопровождение внедрения новых технологий в области авиастроения;
- подготовка предложений о координации научно-исследовательской, научно-технической и производственной деятельности организаций в интересах реализации крупных инновационных проектов в области авиастроения;
- содействие в развитии научно-исследовательской и инновационной инфраструктур авиационной промышленности;
- участие в подготовке научных кадров в области авиастроения;
- оценка уровня исследований и разработок в области авиастроения, уровня технологического развития авиационной промышленности, эффективности осуществления научной деятельности;
- прогнозирование научного и технологического развития Российской Федерации в области авиастроения;
- участие в формировании государственной научно-технической политики развития авиационной промышленности;
- участие в реализации проектов международного научного и научно-технического сотрудничества в области авиастроения;
- использование полученных научно-технических результатов в целях развития других секторов экономики Российской Федерации.

В состав Центра входят ведущие научно-исследовательские институты авиационной промышленности:

- Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского (ЦАГИ);
- Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ);
- Государственный научно-исследовательский институт авиационной систем (ГосНИИАС);
- Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С.А. Чаплыгина (СибНИА);
- Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем (ГкНИПАС).

9.10. 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 имени 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, расчитывать процесс горения с учетом химической кинетики.

ЦИАМ располагает уникальной номенклатурой стендов для сертификации авиационных газотурбинных двигателей, 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 технической политики в области авиационных двигателей, координирует работу в отрасли по их реализации.

9.11. ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ имени профессора Н.Е. ЖУКОВСКОГО (ЦАГИ)»



ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
имени профессора Н.Е. Жуковского

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» – один из крупнейших в

мире центров авиационной науки. Впервые в мировой практике институт объединил фундаментальный научный поиск, прикладные исследования, конструкторские разработки, производство и испытания опытных летательных аппаратов.

В ЦАГИ разрабатываются концепции перспективных летательных аппаратов, новые аэродинамические компоновки самолетов и вертолетов, конструктивно-силовые схемы, критерии оценки устойчивости и управляемости летательных аппаратов, стандарты в области прочности, теория флаттера, проводятся фундаментальные и прикладные теоретические и экспериментальные исследования в области авиационной, ракетной и космической техники. 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, приспосабливаясь 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.

9.12. НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ (НИАТ)



**ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ
АВИАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ**

НИАТ является правопреемником Центрального института труда, созданного в 1920 году. В 30-х годах основное внимание института было сконцентрированного 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.

Научная деятельность НИАТ развивалась в следующих основных направлениях:

- разработка научно-методических основ технологии и организации авиационного производства, включая разработку новых технологических процессов, нормативов труда, материалов и оснащения; разработку прогрессивных форм организации производства и систем применения ЭВМ в производстве, а также разработку принципов автоматизации и механизации производства;
- научно-технологическое обеспечение создания новых самолетов, вертолетов и агрегатов, включая отработку технологичности изделий, разработку директивных технологических процессов и технологические исследования для освоения новых материалов;
- разработка проектов всех видов специального и специализированного технологического оборудования (для заготовительных производств, размерной обработки деталей, сборки с использованием разъемных и неразъемных соединений, а также для испытаний, диагностики и контроля) с поставкой опытных образцов оборудования;
- совершенствование и повышение эффективности серийного производства самолетов, вертолетов и агрегатов для них, включая разработку и реализацию комплексных планов повышения технического уровня серийных заводов, определение номенклатуры оборудования, поставляемого отечественным станкостроением и другими отраслями народного хозяйства, а также закупаемого за рубежом.

Работая в перечисленных направлениях, НИАТ превратился в ведущий отраслевой технологический институт и получил широкое признание в научных кругах и среди практиков отечественного машиностроения. При этом постоянно совершенствовалась структура Института. Для решения новых задач в нем создавались новые подразделения по новым направлениям развития технологий; коллектив Института численно быстро рос. Для повышения эффективности научной деятельности и укрепления связей с серийными заводами в основных региональных центрах авиационной промышленности было организовано восемь филиалов НИАТ – Куйбышевский, Казанский, Новосибирский, Уральский в г. Уфе, Омский, Воронежский, Иркутский и Украинский в г. Киеве; кроме того, на ряде отдаленных от

центра страны заводах были созданы базовые лаборатории и отделы Института (в городах Ташкенте, Комсомольске-на-Амуре, Харькове, Тбилиси и других). Кроме внедрения разработок головного Института, все филиалы специализировались в важных научных направлениях, соответствующих специфике работы заводов своего региона и имеющих определенную общеотраслевую ориентацию.

Авторитет и значение НИАТа способствовали возрастанию роли технологий в общем прогрессе авиационной техники, в машиностроении. В Институте работали выдающиеся специалисты в области авиационной технологии – доктора технических наук В.В. Швец, В.А. Лещенко, А.В. Петров, А.Н. Громова, В.И. Завьялова, С.В. Румянцев, Б.Е. Челищев, В.П. Григорьев.

В разные годы Институт возглавляли крупнейшие организаторы науки и производства: А.К. Гастев, П.Г. Щедровицкий, доктора технических наук В.В. Бойцов, С.М. Лещенко, член-корреспондент АН СССР П.Н. Белянин, член-корреспондент РАН О.С. Сироткин.

9.13. 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 коррозионностойкие 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, исключающих 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.

9.14. ВСЕРОССИЙСКИЙ ИНСТИТУТ ЛЕГКИХ СПЛАВОВ (ВИЛС)



ОАО ВИЛС – одно из ведущих предприятий в Российской Федерации по разработке новых технологий и производству изделий из специальных сплавов. Институт специализируется на разработке и выпуске инновационной, научноемкой продукции и обладает для этого полным производственным циклом, а также исследовательской и

испытательной базой. Полное наименование — Открытое акционерное общество «Всероссийский институт легких сплавов». Ранее имел название Всесоюзный научно-исследовательский институт технологии легких и специальных сплавов. Штаб-квартира — в Москве по адресу ул. Горбунова, дом 2.

Институт образован в 1961 году на базе Опытного завода № 45 (еще ранее Завод № 45) — специализированного Кольчугалюминиевого завода Треста Госпромцвет 1929 год. История создания и развития института напрямую связана с именем академика АН СССР Александра Федоровича Белова.

Долевое распределение акционеров:

- 56,58% — номинальным держателем акций является ООО «Центральный коммерческий банк»;
- 38,99% — акций принадлежит ГК «Ростехнологии»;
- 4,43% — в собственности миноритариев.

Производственная деятельность ВИЛС сосредоточена на изготовлении полуфабрикатов из алюминиевых, титановых, магниевых, жаропрочных никелевых и специальных сплавов для различных отраслей промышленности.

Основным потребителем высокотехнологичной продукции ВИЛС является авиакосмическая отрасль:

- гранульные заготовки для дисков газотурбинных двигателей V поколения;
- литые прутковые заготовки для изготовления лопаток ГТД авиационного и наземного применения;
- интерметаллидные сплавы, работающие в предельных для титана областях 700 — 7500 С, и гранульная технология соединения дисков с лопатками в двигателестроении, снижающая массу конструкции на 30 %;
- заготовки дисков/блицков из гранул титановых сплавов, титановые прутки, проволока для крепежа в самолетостроении.

Также ВИЛС разрабатывает и производит:

- длинномерные тонкостенные пустотелые валы с фланцами из специальных сталей и жаропрочных никелевых сплавов;
- крупногабаритные диски диаметром до 1200 мм для нового поколения индустриальных газотурбинных приводов электрогенераторов, нагнетателей газа и судовых двигателей;
- трубные заготовки из титановых сплавов ВТ1-0, ВТ6 для атомной и судостроительной техники;

- листовой прокат из магниевых сплавов и биметаллов, включая полный технологический цикл литья, прокатки и отделки листов, плит;
- кованые алюминиевые и магниевые заготовки для автомобильной и авиационной промышленности;
- гранулы и порошки на основе никелевых, титановых и других сплавов различного применения;
- перспективные материалы для альтернативных источников энергии.

Потребители – НПЦ газотурбостроения «Салют», УМПО, «Мотор Сич», НПО «Сатурн», Пермский моторный завод, Роствертол, НПЦ им. Хруничева и др.

Производство материалов и полуфабрикатов сертифицировано Авиационным Регистром Межгосударственного авиационного комитета (Авиарегистр МАК). История ВИЛС начинается с 1929 г. с нового специального Кольчугалюминиевого завода № 45. Учитывая особо важное оборонное значение «Завод № 45» был переведен в группу заводов военной промышленности.

9.15. НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ ТЕХНОЛОГИИ И ОРГАНИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ



Филиал «Научно-исследовательский институт технологии и организации производства двигателей» АО «Научно-производственного центра газотурбоскroения «Салют» (Филиал «НИИд» АО «НТЦ газотурбостроения «Салют» «НИИд» разработал первый в России 5-координатный гибридный комплекс для производства опытных деталей газотурбинных двигателей. (г. Москва) по заказу АО «ОДК» в сотрудничестве с Санкт-Петербургским политехническим университетом и ООО СКБ «Станкостроение» (г. Стерлитамак).

Разработка не имеет аналогов по своим техническим характеристикам и технологическим возможностям. Комплекс предназначен для высокоскоростного изготовления сложнопрофильных крупногабаритных деталей газотурбинных двигателей методом прямого лазерного выращивания и механической обработки. В отличие от зарубежных аналогов он позволяет выпускать и с высокой точностью обрабатывать крупногабаритные детали газотурбинных двигателей с размерами до 1100x600x600 мм и массой до 450 кг.

Для каждой детали разрабатывается индивидуальная управляющая программа, которая создается на основе конструкторской 3D-модели. Сначала заготовка выращивается из специальных жаропрочных металлических порошков. Затем комплекс автоматически выполняет токарную и фрезерную обработку, что позволяет на выходе получать полностью готовую деталь.

«Цифровой комплекс совмещает функции 3D-принтера и нескольких обрабатывающих станков, что позволяет существенно сократить время разработки и вывода на рынок новых авиационных двигателей. Гибридный станок за несколько часов создает на базе трехмерной цифровой модели деталь, на изготовление которой традиционным способом требуется несколько месяцев. Эта технология также открывает широкие перспективы для кооперации между предприятиями авиационного кластера Ростеха. На новом оборудовании будут производиться опытные детали и выполняться работы по заказу других конструкторских бюро. Благодаря высокой мощности волоконного лазера – 3 кВт – комплекс может производить сварку толщиной до 6 мм. Гибридный комплекс можно использовать также для восстановления поврежденных деталей.

Возможности комплекса успешно прошли проверку при изготовлении корпусных деталей перспективного двигателя».

9.16. ОБЪЕДИНЕННАЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНАЯ КОРПОРАЦИЯ



Объединенная двигателестроительная корпорация (ОДК) – интегрированная структура, производящая двигатели для военной и гражданской авиации, космических программ, газотурбинные установки различной мощности для производства электрической и тепловой энергии, газоперекачивающие и корабельные газотурбинные агрегаты. В общей сложности в ОДК работают более 90 тыс. человек.

Генеральный директор холдинга – Александр Викторович Артюхов.

Объединенная двигателестроительная корпорация создавалась с целью поддержания конкурентоспособности и развития отечественного дви-

гателестроения путем консолидации отрасли. За последнее десятилетие двигателестроительные предприятия, расположенные в разных регионах России, не могли удовлетворить потребностей отечественного авиапрома. Требовалось срочное техническое перевооружение отрасли, реструктуризация системы управления и создание условий для наращивания объемов производства. С этой целью в декабре 2007 года была создана УК «Объединенная двигателестроительная корпорация», которая консолидировала более 85% научно-производственного и технического потенциала российского двигателестроения.

Стратегическими целями ОДК являются:

- полное выполнение заданий Государственного оборонного заказа и Государственной программы вооружений;
- поддержание и развитие компетенций во всех основных сегментах: авиадвигателестроение, наземные и морские ГТД, ракетные двигатели;
- обеспечение достаточных ресурсов для реализации перспективных программ и проектов развития.

Приоритетной задачей ОДК является выполнение работ в обеспечение безопасности государства. Так, в рамках ГОЗ поставляются двигатели для оперативно-тактической, военно-транспортной, учебно-тренировочной авиации, а также для оснащения крылатых ракет воздушного и морского базирования и ракет-носителей космического назначения. По заданиям ГОЗ осуществляется ремонт двигателей различных типов.

Сегодня в ОДК собран практически весь интеллектуальный и производственный ресурс отрасли. Благодаря этому предприятия холдинга не только занимаются производством двигателей, но и на базе единого инженерного центра работают над проектами, которые обеспечивают конкурентоспособность отечественных изделий.

В перспективе ОДК намерена закрепиться в пятерке мировых лидеров двигателестроения. Среди основных заказчиков корпорации – «Газпром», «Вертолеты России», ОАК, «Роснефть», «Роскосмос».

Продукция ОДК:

- двигатели для гражданской авиации (ПС-90А, SaM146);
- двигатели для боевой авиации (АЛ-31Ф/ФП/ФН, АЛ-41Ф-1С, РД-33/РД-33МК);
- двигатели для учебно-боевой авиации (АИ-222-25);
- двигатели для транспортной авиации (Д-30КП, ПС-90А);
- двигатели для вертолетов (ВК-2500, ВК-2500ПС, ТВ7-117В);

- двигатели для космических ракет-носителей (РД-107/108, НК-33);
- двигатели для беспилотных летательных аппаратов;
- двигатели для кораблей и судов;
- двигатели и агрегаты для транспорта газа и энергогенерации (ПС-90ГП, НК-14СТ, АЛ-31СТ, ГПА-16, ГПА-25 и др.);
- топливные агрегаты для газотурбинных двигателей.

В настоящее время ОДК реализует ряд проектов в сфере создания новых газотурбинных силовых установок:

- ПД-14 – базовый двигатель, созданный для российского авиалайнера МС-21 с применением новейших технологий и материалов, в том числе композитных;
- ПД-35 – двигатель большой тяги для перспективных пассажирских широкофюзеляжных дальнемагистральных самолетов;
- перспективный двигатель для самолета ПАК ФА;
- ТВ7-117СТ – турбовинтовой двигатель для легкого военно-транспортного самолета Ил-112В;
- перспективные вертолетные двигатели;
- газотурбинные двигатели и агрегаты морского применения;
- перспективные газотурбинные двигатели и агрегаты промышленного назначения и т.д.

В состав ОДК входят:

- ПАО «ОДК-Сатурн»
- ПАО «ОДК-УМПО»
- АО «ММП имени В.В. Чернышева»
- АО «ОДК-Климов»
- АО «ОДК-Газовые турбины»
- АО «ОДК-Авиадвигатель»
- АО «ОДК-Пермские моторы»
- АО «ОДК-СТАР»
- ПАО «Кузнецова»
- АО «218 АРЗ»
- АО «ААРЗ».

* * *

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 9 «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 ($\eta_{\text{в}} = 0,9$) при $M_n = 0,7$;
- выбор оптимальных величин $\pi_{\text{в}}$, 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 управления 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 высокозэкономичный двигатель ТВВДД-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:

- высокоеффективное регулируемое пылезащитное устройство;
- одновальный осецентробежный компрессор с $\pi_k \sim 18$;
- компактная экологически чистая камера сгорания;
- высокоперепадная охлаждаемая одноступенчатая турбина компрессора;

- высокоеффективная 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 блэк;

- малоэмиссионная 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 имени 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 винто-вентиляторных 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. **Гордин, М.В.** Концепции авиационных двигателей для перспективных пассажирских самолетов / М.В. Гордин, В.А. Палкин // Авиационные двигатели. – 2019. – № 3(4). – С. 7–16.
4. **Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С.** Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: Изд-во СГАУ, 2009. – 202 с.
5. **Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные** – М.: АКС-Коммерсант, 2000. – 534 с.
6. **Григорьев В.А.** Проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД гражданского назначения. – Самара: Изд-во СГАУ, 2001. – 170 с.
7. **Зрелов В.А.** Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы: учеб. пособие: в 2 ч. – Самара: Изд-во СГАУ, 2002. – Ч.1 – 210 с., Ч.2 – 250 с.
8. **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.).
9. **Казанжан П.К., Тихонов Н.Д., Шулекин В.Т.** Теория авиационных двигателей: Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей: учеб. для вузов; под ред. Н.Д. Тихонова. – М.: Транспорт, 2000. – 287 с.
10. **Кулагин В.В., Кузьмичев В.С.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. 4-е изд. В Кн.1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. – М.: Инновационное машиностроение, 2017.– 336 с. Кн.2. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. – М.: Инновационное машиностроение, 2017.– 280 с.

-
11. **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.
 12. 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.
 13. **Нечаев Ю.Р., Федоров Р.М.** Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2. – М.: Машиностроение, 1978. – 334 с.
 14. **Проектирование авиационных газотурбинных двигателей** / под общ. ред. А.М. Ахмедзянова. – М.: Машиностроение, 2000. – 454 с.
 15. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / **В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев, В.А. Григорьев;** СГАУ. – Самара, 1996. – 147 с.
 16. **Работы** ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под общ. РЕД. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424с.
 17. **Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий** / В.И. Бабкин, М. М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин // Двигатель. – 2013. – № 2(86). – С. 2-7.
 18. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / **В.И. Бакулов, В.А. Голубев, Б.А. Крылов [и др.];** под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. – М.: Изд-во МАИ, 2003. – 688 с.
 19. **Aerospace & Defense.** 2011 year in review and 2012 forecast. Issue 2, February 2012, PricewaterhouseCoopers LLP, 2012.
 20. **Amy Jankovsky.** NASA. Hybrid Gas-Electric Subproject Overview. Interchange with Meggitt Aircraft Braking systems, Aug 31, 2016, NASA, 2016.
 21. **C. Friedrich and P. A. Robertson**, Hybrid-electric propulsion for automotive and aviation applications, CEAS Aeronautical Journal 6, 2015.
 22. **Dr. Rubén Del Rosario.** A Future with Hybrid Electric Propulsion Systems: A NASA Perspective. Turbine Engine Technology Symposium, Strategic Visions Workshop, Dayton, OH, September 11, 2014, NASA, 2014.
 23. **Dr. Askin and T. Isikveren.** Advanced Propulsion and Power System Integration Strategies for Transport Aircraft. DisruptivFe Green Propulsion

- Technologies: Beyond the Competitive Horizon, Institute of Mechanical Engineers, London, United Kingdom, 17-18 November 2014.
24. **Dyson, Rodger.** «NASA hybrid electric aircraft propulsion» NIEA Biomimicry Summit, Cleveland, OH, Oct 4 (2017).
25. **G. Cinar, D. N. Mavris, M. Emeneth, A. Schneegans, C. Riediger, Y. Fefermann, and A. Isikveren,** Sizing, Integration and Performance Evaluation of Hybrid Electric Propulsion Subsystem Architectures, in 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January (2017) pp. 1–22.
26. **H. Kuhn, A. Seitz, L. Lorenz, A. Isikveren, and A. Sizmann,** Progress and perspectives of electric air transport,in 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2012, ICAS 2012, Vol. 6, 2012.
27. **J. Felder, H. Kim, and G. Brown,** Turboelectric Distributed Propulsion Engine Cycle Analysis for Hybrid-Wing-Body Aircraft, in 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January, 2009, pp. AIAA 2009–1132
28. **J. Zamboni.** A method for the conceptual design of hybrid electric aircraft in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering at the Delft University of Technology, August 23, 2018
29. **L. Lorenz, A. Seitz, H. Kuhn, and A. Sizmann,** Hybrid Power Trains for FutureMobility, in Deutscher Luftund Raumfahrtkongress, 2013, pp. 1–17.
30. **M. Hornung, A. T. Isikveren, M. Cole, and A. Sizmann,** Ce-Liner – Case Study for eMobility in Air Transportation, in 2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2013, pp. 1–11.
31. **R. Jagannath, S. Bane, M. R. Nalim, and J. Khan,** A Simplified Method to Calculate the Fuel Burn of a Hybrid-Electric Airplane, in 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, 2014, pp. 1–11.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

В

Весовая отдача по коммерческой нагрузке, 146

Высотные характеристики ТРД, 139

Выходной импульс относительный, 68

Г

Гибридная силовая установка, 30, 178

Д

Двигатели

воздушно-реактивные, 13
бескомпрессорные, 16
прямоточные, 16
пульсирующие, 16
компрессорные, 16
газотурбинные со свободной турбиной, 20
двуихконтурные
турбореактивные, 19
двуихконтурные
турбореактивные с форсажной камерой, 20
с изменяемым рабочим процессом, 24
с промежуточным охлаждением и регенерацией, 27
турбовинтовентиляторные, 25
турбовинтовые, 20
турбореактивные, 18
турбореактивные с форсажной камерой, 18

Диффузор
камеры сгорания, 55

Дроссельные характеристики

ТРД, 132

ТРДФ, 134

Ж

Жаровая труба
внутренняя, 55

Жизненный цикл двигателя, 147

З

Завихритель
лопаточный, 55

Затраты топлива летательным аппаратом на 1 т·км, 146

И

Индекс
эмиссии, 60

К

Камера сгорания
двуихзонная, 61
двуихярусная, 61
основная, 18, 54
форсажная, 18, 56, 93

Компрессор, 20
диагональный, 50
осевой

многоступенчатый, 50
осцентробежный, 50
центробежный, 50

Коэффициент
внешнего лобового сопротивления ВУ, 45
восстановления давления
заторможенного потока в КС, 53

-
- восстановления давления
заторможенного потока
в сопле, 67
- гидравлических потерь
во внутреннем контуре, 83
в наружном контуре, 91
- запаса устойчивости
компрессора, 101
- избытка воздуха, 55, 123
- полноты сгорания топлива, 57
в форсажной камере, 117
- расхода, 103
- расхода ВУ, 45
- реверсирования тяги, 69
- скорости
сопла, 67
- сохранения давления
заторможенного потока в ВУ, 44
стехиометрический, 55
- КПД
компрессора
изоэнтропический, 51
- общий, 88
- сопла, 67
- термический, 83
- турбины
изоэнтропический, 63
- тяговый(полетный), 89
- эффективный, 73
- М**
- Масса
двигателя
удельная, 88
- Метод определения характеристик
расчетный, 131
- экспериментальный, 131
- Мощность
компрессора, 18, 52
- турбины, 18, 63
- Н**
- Направляющий аппарат, 51
- О**
- Объем
двигателя удельный, 88
- П**
- Полнота сгорания топлива, 53
- Построение линии рабочих
режимов, 106
- Программы
управления, 101
- Пропускная способность
турбины, 63
- Р**
- Работа
двигателя
располагаемая, 89
- компрессора, 51
- по передвижению ЛА в единицу
времени, 89
- турбины, 63, 132
- избыточная, передаваемая в
наружный контур, 72
- цикла ВРД, 75
- Рабочее колесо, 51
- Расход
топлива
удельный, 87
- часовой, 87
- Распределенная силовая
установка, 291
- Реверс тяги, 68
- Режим работы двигателя
крейсерский, 130
- максимальный, 130
- максимальный
продолжительный, 130
- малого газа, 131

полного форсажа, 131	лобовая
частичного форсажа, 131	удельная, 87
С	удельная, 87
Себестоимость	эффективная, 85
перевозок, 143	
Скоростные характеристики	Тяга двигателя, 17, 84
ТРД, 135	
ТРДФ, 137	
Сопло, 18, 65	У
сужающееся, 66	Угол
Лаваля, 67	распыла, 55
Сопловой аппарат, 62	Устройство
Степень	выходное, 18, 65
повышения давления	реверсивное
в компрессоре, 18, 51	решетчатое, 68
повышения температуры, 80	створчатое, 68
понижения давления	
в турбине, 18, 63	Ф
Ступень	Форсунка, 55
турбины, 62	
Т	Х
Теплота	Характеристики
отведенная от газа, 74	ВУ
подведенная к газу, 74	дроссельные, 48
Теплонапряженность КС, 54	скоростные, 49
Термогазодинамический расчет	двигателя, 99
поверочный, 127	дроссельные
проектный, 127	ТРД, 132
Топливный элемент, 191	ТРДД, 134
Турбина, 18, 62	камеры сгорания, 53
высокого давления, 19, 28	компрессора, 52, 109
низкого давления, 19, 28	турбины, 64
Тяга	Э
внутренняя, 85	Электрическая силовая
	установка, 30, 177

Учебное издание

*Григорьев Владимир Алексеевич,
Калабухов Дмитрий Сергеевич,
Захарченко Виктор Савельевич,
Зрелов Владимир Андреевич,
Гареев Альберт Минеасхатович,
Кузьмичев Венедикт Степанович,
Ланин Александр Игоревич,
Прокофьев Андрей Брониславович*

**ОСНОВЫ ТЕОРИИ, РАСЧЕТА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Учебник для вузов

Редактор Н. В. Прядильникова
Компьютерная верстка Л. Р. Дмитриенко

Подписано в печать 27.12.2021. Формат 70x100 1/16.
Бумага офсетная. Печ. л. 16,75.
Тираж 100 экз. Заказ .

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.