

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)

# МАЛОРАЗМЕРНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

*Под общей редакцией  
доктора технических наук, профессора В.А. Григорьева,  
доктора технических наук,  
старшего научного сотрудника А.И. Ланшина*

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия 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, 24.06.01 Авиационная и ракетно-космическая техника и специальности 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей

САМАРА  
Издательство Самарского университета  
2021

УДК 621.452.3(075)

ББК 39.55я7

М197

Авторы: *В.А. Григорьев, В.С. Кузьмичев, В.А. Зрелов,  
А.И. Данилин, А.О. Загребельный, А.И. Ланшин,  
А.Ю. Ткаченко, Е.П. Филинов*

Рецензенты: академик РАН, д-р техн. наук, проф. В.П. Шорин,  
ПАО «ОДК-Сатурн»

**М197 Малоразмерные авиационные газотурбинные двигатели:**  
учебное пособие / *В.А. Григорьев, В.С. Кузьмичев, В.А. Зрелов* и др.;  
под общей редакцией В.А. Григорьева и А.И. Ланшина. – Самара:  
Издательство Самарского университета, 2021. – 436 с.: ил.

**ISBN 978-5-7883-1587-4**

Рассмотрены роль и место малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) в авиации. Показаны особенности рабочего процесса МГТД, подходы к формированию рационального облика рабочего процесса и рационального облика турбокомпрессора. Приведены особенности малоразмерных ТВД, ТВВД, ТРДД, ТРД, вспомогательных ГТД и ГТД СТ для вертолетов. Проанализированы закономерности повышения эффективности малоразмерных ГТД.

Книга будет полезна для студентов и магистрантов, аспирантов и докторантов авиадвигателестроительных специальностей, научных работников и специалистов научных учреждений и предприятий соответствующего профиля.

Подготовлено на кафедре теории двигателей летательных аппаратов имени В.П. Лукачева.

УДК 621.452.3(075)

ББК 39.55я7

ISBN 978-5-7883-1587-4

© Самарский университет, 2021

# ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>Предисловие</b> .....	7
<b>Основные условные обозначения</b> .....	9
<b>Введение</b> .....	13
<b>Глава 1. Области применения и особенности рабочего процесса малоразмерных авиационных ГТД</b> .....	19
1.1. Классификация ГТД по размерности .....	19
1.2. Типы и конструктивные схемы МГТД .....	26
1.3. Области применения малоразмерных ГТД .....	33
1.3.1. Самолеты общего назначения .....	34
1.3.2. Служебные самолеты .....	41
1.3.3. Региональные самолеты .....	43
1.3.4. Учебно-тренировочные самолеты .....	50
1.3.5. Вертолеты .....	55
1.3.6. Беспилотные летательные аппараты .....	63
1.3.7. Танки .....	65
1.3.8. Морские и речные суда .....	67
1.3.9. Наземные транспортные средства .....	68
1.4. Особенности рабочего процесса МГТД .....	70
1.4.1. Методические основы термогазодинамического расчета авиационных МГТД .....	70
1.4.2. Особенности математических моделей малоразмерных ГТД .....	73
1.4.3. Метод учета заданной величины назначенного ресурса при оптимизации параметров рабочего процесса МГТД .....	76
1.5. Общая характеристика фирм, разрабатывающих МГТД .....	80
<b>Глава 2. Формирование облика рабочего процесса малоразмерных ГТД</b> .....	110
2.1. Оптимизация параметров рабочего процесса с использованием в качестве критериев удельных параметров двигателя .....	111
2.2. Оптимизация параметров авиационных ГТД на основе критериев эффективности ЛА .....	115

2.3. Техничко-экономические критерии оптимизации параметров авиационных ГТД.....	117
2.4. Расчетная оценка проектной величины массы ГТД.....	120
2.4.1. Модели массы ТВД.....	121
2.4.2. Модели массы малоразмерных ТРД и ТРДД.....	123
2.4.3. Актуализация математической модели массы вертолетных ГТД.....	125
2.4.4. Актуализация модели массы ТВД.....	131
2.4.5. Особенности построения модели массы силовой установки.....	134
2.5. Оптимальное согласование параметров МГТД и ЛА.....	141
2.6. Методические особенности оптимизации значений параметров рабочего процесса МГТД.....	147
2.7. Особенности выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса МГТД в условиях неопределенности исходных проектных данных.....	151
<b>Глава 3. Автоматизированная система концептуального проектирования газотурбинных двигателей АСТРА.....</b>	<b>160</b>
3.1. Методы решения задач этапа концептуального проектирования ГТД.....	160
3.1.1. Оптимизация параметров рабочего процесса.....	161
3.1.2. Оптимизация семейства двигателей с унифицированным газогенератором.....	163
3.1.3. Оптимизация конструктивных параметров турбокомпрессора.....	164
3.1.4. Оптимизация управления двигателем.....	165
3.2. Функциональные возможности автоматизированной системы АСТРА.....	167
3.2.1. Назначение САЕ-системы АСТРА.....	167
3.2.2. Концепция построения автоматизированной системы АСТРА.....	169
3.3. Технология формирования компьютерной модели рабочего процесса ГТД.....	171
<b>Глава 4. Основы формирования рационального облика турбокомпрессора малоразмерных ГТД.....</b>	<b>180</b>
4.1. Метод согласования конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессоров при их проектировании.....	180
4.1.1. Анализ конструктивных схем турбокомпрессоров.....	180

4.1.2. Выбор параметров, определяющих облик турбокомпрессора .....	185
4.1.3. Математическая модель согласования конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора .....	187
4.2. Метод поиска оптимальных конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора и его конструктивной схемы.....	195
4.2.1. Критерии оптимизации конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора .....	195
4.2.2. Метод структурно-параметрической оптимизации конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора и его схемы.....	197
<b>Глава 5. Малоразмерные ТВД.....</b>	<b>207</b>
5.1. Применение малоразмерных ТВД в авиации .....	208
5.2. Обзор параметров турбовинтовых двигателей .....	215
5.3. Конструктивные системы малоразмерных двигателей .....	220
5.4. Влияние проектных и эксплуатационных факторов на рациональные параметры рабочего процесса ТВД .....	229
5.4.1. Анализ влияния назначения ЛА на величины оптимальных параметров рабочего процесса МГТД.....	229
5.4.2. Влияние многоцелевого характера эксплуатации ЛА .....	233
5.4.3. Влияние расчетной дальности полета .....	235
5.4.4. Влияние особенностей траектории полета.....	237
5.4.5. Влияние аэродинамического качества .....	238
5.4.6. Влияние ОТД МГТД на общую эффективность.....	240
<b>Глава 6. Малоразмерные ТРДД.....</b>	<b>242</b>
6.1. Основные параметры малоразмерных двухконтурных двигателей, принципиальные схемы, особенности конструкции.....	242
6.2. Применение малоразмерных ТРДД.....	260
6.3. Рациональные параметры рабочего процесса и схемы малоразмерных ТРДД .....	265
6.4. Влияние целевого назначения самолета на оптимальные значения параметров рабочего процесса и схемы малоразмерных ТРДД.....	272
<b>Глава 7. Малоразмерные ТРД.....</b>	<b>279</b>
7.1. Производители малоразмерных ТРД.....	280
7.2. Особенности двигателей для крылатых ракет .....	339
7.3. Подъемные ТРД.....	341

<b>Глава 8. Малоразмерные ГТД для вертолетов</b> .....	343
8.1. Поколения ГТД для вертолетов.....	343
8.2. Типоразмерный ряд двигателей для вертолетов.....	356
8.3. Применение пылезащитных устройств .....	368
8.4. Влияние воды и морских условий .....	369
8.5. Регенерация теплоты.....	370
8.6. Некоторые направления развития ГТД СТ .....	371
8.7. Особенности согласования МГТД и вертолета и оптимизации параметров вертолетных ГТД .....	372
<b>Глава 9. Особенности ГТД для беспилотных ЛА</b> .....	386
9.1. Формирование концепции двигателей для крылатых ракет .....	386
9.2. Оптимальные параметры рабочего процесса и рациональные схемы малоразмерных ТРД для БЛА различного назначения.....	388
<b>Глава 10. Вспомогательные газотурбинные двигатели</b> .....	397
10.1. Особенности схем ВГТД.....	398
10.2. Выбор рациональных значений параметров рабочего процесса ВГТД.....	402
10.3. Особенности применения на ВГТД осевых и радиально-осевых турбин.....	406
<b>Глава 11. Основные закономерности повышения эффективности авиационных малоразмерных ГТД</b> .....	410
11.1. Анализ путей повышения эффективности МГТД .....	410
11.2. Выявление главных факторов, влияющих на эффективность МГТД в системе ЛА.....	412
11.3. Количественные оценки коэффициентов влияния главных влияющих факторов на критерии эффективности .....	413
11.4. Основные закономерности повышения эффективности МГТД на этапе начального проектирования .....	414
11.5. Перспективы повышения эффективности МГТД в системе ЛА различного назначения .....	415
<b>Заключение</b> .....	418
<b>Список использованных источников</b> .....	421

*Посвящается памяти  
д-ра техн. наук, проф. Бориса Александровича Пономарева,  
д-ра техн. наук, проф. Валентина Григорьевича Маслова*

## **ПРЕДИСЛОВИЕ**

Развитие реактивной авиации, отвечающее потребностям как гражданского, так и военного назначения, уже в 50-х годах прошлого столетия привело к разделению газотурбинных двигателей на полноразмерные и малоразмерные. К последним вначале относили турбостартеры (ТС) и вспомогательные газотурбинные двигатели (ВГТД). В дальнейшем были разработаны и запущены в производство малоразмерные турбореактивные (ТРД) и двухконтурные турбореактивные (ТРДД) двигатели для беспилотных летательных аппаратов (БЛА), а также турбовинтовые двигатели (ТВД) для небольших самолетов и ГТД со свободной турбиной (ГТД СТ) для вертолетов. Малоразмерные ГТД стали использоваться и для наземного и морского транспорта.

Полноразмерные авиационные ГТД в настоящее время достигли высокого уровня совершенства. Дальнейшее их развитие требует решения целого ряда новых проблем совершенствования рабочего процесса, уменьшения массы и повышения надежности.

Особенно сложные проблемы стоят на пути создания малоразмерных двигателей (МГТД). Такие ГТД даже с наиболее высокими параметрами рабочего процесса обычно имеют удельный расход топлива на 20...25 %, а удельную массу на 45...50 % хуже, чем у лучших образцов полноразмерных двигателей.

Поэтому существует объективная необходимость повышения эффективности МГТД и изыскания дополнительных резервов экономии топлива, финансовых и материальных ресурсов.

Многочисленные публикации по различным аспектам авиационных ГТД в большинстве случаев не затрагивают основные проблемы малоразмерных ГТД.

Последняя значимая работа<sup>1</sup>, посвященная таким двигателям, вышла в свет более 50 лет тому назад и является библиографической редкостью. За это время накоплен богатейший опыт как по теоретическим вопросам, так и по созданию и эксплуатации малоразмерных ГТД.

---

<sup>1</sup> Джадж А. Газотурбинные двигатели малой мощности. – М.: Изд-во Иностранной литературы, 1963. – 400 с.

В данном учебном пособии освещаются передовые достижения в области теории, проектирования, конструирования и эксплуатации малоразмерных ГТД, приводятся современные подходы к повышению эффективности МГТД, основанные на учете влияния малоразмерности на эффективность их основных узлов, на уровень удельных показателей и на параметры рабочего процесса, многоцелевого характера эксплуатации, неопределенности исходных проектных данных и др.

Авторы надеются, что данная работа создает предпосылки для более широкого освещения вопросов, связанных с малоразмерными газотурбинными двигателями, и более глубокого анализа многих сложных проблем, специфичных для МГТД.

Данная работа предназначена для использования в учебном процессе преподавателями, докторантами, аспирантами, магистрантами и студентами авиационных вузов и факультетов, а также для научных работников, специалистов промышленности и эксплуатирующих организаций.

Авторы особо отмечают роль начальника отдела ЦИАМ д-ра техн. наук, проф. Б.А. Пономарева, который предложил идею написания этой книги и, на начальном этапе, основные формулировки по содержанию и объему ее разделов.

Важный вклад в теорию рабочего процесса и проектирования, в экспериментальные исследования полноразмерных и малоразмерных ГТД в учете влияния малоразмерности на рабочий процесс внес д-р техн. наук, проф. кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета В.Г. Маслов. Авторы использовали целый ряд его разработок.

Предисловие, Введение написано В.А. Григорьевым; Глава 1 – В.А. Григорьевым, А.И. Данилиным, В.А. Зреловым, В.С. Кузьмичевым, А.И. Ланшиным; Глава 2 – В.А. Григорьевым, А.О. Загребельным, В.С. Кузьмичевым; Глава 3 – А.Ю. Ткаченко; Глава 4 – В.С. Кузьмичевым; Глава 5 – В.А. Григорьевым, В.А. Зреловым; Глава 6 – В.А. Зреловым, В.С. Кузьмичевым, Е.П. Филиновым; Глава 7 – В.А. Григорьевым, В.А. Зреловым; Глава 8 – В.А. Григорьевым и А.О. Загребельным; Глава 9 – В.А. Григорьевым, В.С. Кузьмичевым, Е.П. Филиновым; Глава 10 – В.А. Григорьевым; Глава 11 – В.А. Григорьевым; Заключение написано В.А. Григорьевым и В.С. Кузьмичевым.

Авторы выражают особую благодарность академику РАН В.П. Шорину и коллективу предприятия ПАО «ОДК-Сатурн» за замечания и советы, высказанные при рецензировании работы, которые были учтены в ходе работы.



## ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$A$  – удельная стоимость эксплуатации, руб/ч; пропускная способность,  $m^2$ ;

$a$  – скорость звука, м/с; себестоимость перевозок, 1/(т км);

$v_k$  – исходные данные неопределенной величины;

$C$  – скорость потока в элементах ГТД, м/с;

$c$  – аэродинамический коэффициент;

$c_{p\text{ в}}, c_{p\text{ г}}$  – средняя удельная теплоемкость для воздуха, газа, кДж/(кг·К);

$C_{\text{ткм}}$  – расход топлива на перевозку одной тонны полезной нагрузки на километр, кг/(т км);

$C_{\text{уд}}$  – удельный расход топлива (отнесенный к тяге), кг/(кН·ч);

$D$  – диаметр, м;

$G$  – массовый расход, кг/с;

$H$  – высота полета, м (км); «потолок»; высота лопатки;

$H_u$  – низшая теплотворная способность топлива, кДж/кг;

$k$  – коэффициент; показатель адиабатического процесса в компрессоре с учетом переменной теплоемкости;

$K$  – качество планера; коэффициент чувствительности;

$K_\sigma$  – запас прочности по напряжениям;

$L$  – длина, м; дальность полета, км; удельная работа, кДж/кг;

$M$  – масса, кг;

$N$  – мощность, кВт;

$n$  – частота вращения,  $\text{мин}^{-1}$ ; число двигателей на ЛА; количество критериев эффективности;

$n_{\text{пасс}}$  – количество пассажиров;

$t$  – степень двухконтурности;

$p$  – давление, кПа; вероятность; исходные данные однозначной величины;

$P$  – тяга двигателя, кН;

$Q$  – удельный подвод (отвод) тепла, кДж/кг;

$q$  – число вариантов исходных данных неоднозначной величины; функция, характеризующая нарушение параметрических ограничений;

$q_m$  – относительный расход топлива;

$R$  – универсальная газовая постоянная, кДж/(кг·К);

$r$  – коэффициент корреляции; радиус;

$Re$  – число Рейнольдса;

$S$  – площадь,  $m^2$ ; стоимость; признаки компоновочных схем;

$T$  – температура, К;

$t$  – время, мин; ограничение, характеризующее окончание процесса интегрирования;

$u$  – функция управления;

$V$  – скорость полета, м/с;

$X$  – множество параметров;  
 $x$  – переменные параметры;  
 $Y$  – множество функций;  
 $y$  – критерий эффективности ГТД или ЛА;  
 $\Delta y$  – отклонение от экстремума критерия эффективности, %;  
 $Z$  – нормированное значение критерия эффективности;  
 $\Pi$  – производительность;  
 $M$  – число Маха;  
 $\alpha$  – коэффициент избытка воздуха; расходная ставка;  
 $\varepsilon$  – коэффициент использования;  
 $\gamma$  – удельная масса;  
 $\eta$  – КПД;

$\varphi_c$  – коэффициент скорости реактивного сопла;  
 $\mu$  – относительная масса двигателя;  
 $\nu$  – коэффициент расхода охлаждающего воздуха;  
 $\pi$  – степень повышения (понижения) давления;  
 $q(\lambda)$  – газодинамические функции;  
 $\theta$  – коэффициент глубины охлаждения; угол наклона траектории полета;  
 $\sigma$  – коэффициент восстановления давления заторможенного потока; действующее напряжение; среднеквадратическое отклонение;  
 $\Omega$  – совокупность искомым параметров

## Индексы

0 – земной, взлетный;  
\* – параметры заторможенного потока;  
агр – агрегат;  
ад – адиабатический;  
ам – амортизационный;  
баз – базовый;  
в – воздух; винт, вентилятор; сечение перед компрессором; выходной вал;  
взл – взлетный;  
вых – выход;  
г – газ;  
гг – газогенератор;  
дв – двигатель;  
ж дв – относящийся к жизненному циклу двигателя;  
зад – заданный;  
к – компрессор;

кн – коммерческая нагрузка;  
кр – крейсерский; критический; крыло;  
ксм – камера смешения;  
л – лопатка;  
м – механический;  
НВ – наивыгодная;  
об – оборудование;  
обс – обслуживание;  
отб – отбор;  
отр – отрыв;  
охл – охлаждение;  
п – полет; полетный цикл;  
пл – планер;  
пол – политропический;  
потр – потребный;  
пр – приведенный; практический;  
разб – разбег;  
расч – расчетный;

ред – редуктор;  
рес – ресурс;  
с – сопло; совершенство;  
св – свободная;  
сл – служебный;  
ср – среднее;  
ст – свободная турбина; ступень;  
т – турбина;  
табл – табличный;  
ткм – тонно-километр;  
*m* (*ton*) – топливо; показатель степени, который зависит от температуры и материала;

*mL* – отнесенный к топливу, расходуемому за полет;  
уд – удельный;  
ут – утечки;  
фк – форсажная камера;  
э – эквивалентный;  
эк – экипаж;  
*e* – эффективный;  
max, min – максимальный, минимальный;  
*z* – число режимов

### Сокращения

CAE – (Computer-aided engineering) общее название для программ или программных пакетов, предназначенных для инженерных расчетов, анализа и симуляции физических процессов;  
PDM система – (Product Data Management) система управления данными об изделии;  
PLM система – (Product Lifecycle Management system) система, в том числе прикладное программное обеспечение, для управления жизненным циклом изделий;  
АОН – авиация общего назначения;  
АСНИ – автоматизированные системы научных исследований;  
БПЛА (БЛА) – беспилотные летательные аппараты;  
ВВС – Военно-воздушные силы;  
ВГТД – вспомогательные газотурбинные двигатели;

ВД – высокое давление;  
ВНА – входной направляющий аппарат;  
ВПП – взлетно-посадочная полоса;  
ВСХ – высотно-скоростные характеристики;  
ГДУ – газодинамическая устойчивость;  
ГТД – газотурбинный двигатель;  
ГТД СТ (ТВаД) – ГТД со свободной турбиной;  
ГТД СТр – двигатель с использованием регенерации теплоты;  
ДПЛА – дистанционно-пилотируемые ЛА;  
ИКАО – (ICAO – International Civil Aviation Organization) Международная организация гражданской авиации;  
КПД – коэффициент полезного действия;  
КС – камера сгорания;

ЛА – летательный аппарат;  
ЛМ – лопаточные машины;  
ЛЭП – линии электропередач;  
МГТД – малоразмерный ГТД;  
МТРД(Д) – малоразмерный  
ТРД(Д);  
МЧС – Министерство Российской Федерации по делам гражданской обороны, чрезвычайным ситуациям и ликвидации последствий стихийных бедствий;  
НД – низкое давление;  
НТЗ – научно-технический задел;  
ОКР – опытно-конструкторские работы;  
ОК – осевой компрессор;  
ОЦБК – осецентрибежный компрессор;  
ОТ – осевая турбина;  
ОТД – основные технические данные;  
ПВО – противовоздушная оборона;  
ПЗУ – пылезащитное устройство;  
РОТ – радиально-осевая турбина;  
РСА – регулирование соплового аппарата;  
СА – сопловой аппарат;  
САПР – системы автоматизированного проектирования;

САУ – стандартные атмосферные условия;  
СГАУ – Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева (г. Самара);  
СД – среднее давление;  
СУ – силовая установка;  
ТВД – турбовинтовой двигатель;  
ТВВД – турбовинтовентиляторный двигатель;  
ТЗ – техническое задание;  
ТП – техническое предложение;  
ТРД – турбореактивный двигатель;  
ТРДД – двухконтурный турбореактивный двигатель;  
ТРДДсм – двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков;  
ТРДДФ – двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой;  
ТС – турбостартеры;  
УВП – укороченный взлет и посадка;  
ЦБК – центробежный компрессор;  
ЦИАМ – Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (г. Москва)

## ВВЕДЕНИЕ

В данной работе развиваются теоретические основы и практические аспекты использования в авиации и наземном транспорте мало-размерных ГТД (МГТД), рассматривается комплекс проблем, возникающих при разработке и эксплуатации МГТД, анализируются пути решения этих проблем.

Несмотря на значительные экономические проблемы, ведущие отечественные двигателестроительные предприятия продолжают разработку новых авиационных двигателей. При этом они испытывают ряд затруднений – это нехватка финансов, материалов, энергетические проблемы, недостаток квалифицированных кадров. И если восполнение кадров рабочих специальностей нельзя назвать неразрешимой проблемой, то восполнение инженерных кадров является намного более сложной задачей, требующей для своего решения значительного времени. С другой стороны, ускорение научно-технического прогресса диктует необходимость внедрения новейших научных разработок и освоения прогрессивных технологий. При этом объективно возрастают требования к эффективности выпускаемой техники, к комплексной экономии всех ресурсов, к рациональной организации производства и эксплуатации ГТД. Налицо очевидный конфликт двух противоположностей: выполнение всевозрастающих требований к авиационной технике осложняется нехваткой квалифицированных проектировщиков, конструкторов и испытателей. В какой-то мере сгладить остроту этой проблемы могут существующие уже на предприятиях и разрабатываемые вновь системы автоматизированного проектирования САПР, системы подготовки и управления производства УСУ ТП, автоматизированные системы научных исследований (АСНИ), а также различные варианты объединения названных систем в интегрированные САПР и PDM (PLM) системы.

Создание базовой газотурбинной силовой установки нового поколения для современных и перспективных летательных аппаратов и других транспортных средств является сложным и трудоемким процессом, требующим решения множества проблем газовой динамики и

аэродинамики, прочности, создания новых материалов, механики, химии и физики.

В настоящее время с учетом того, что новый двигатель создается в 1,5–2 раза дольше других компонентов летательного аппарата, в мире принята методология опережающего создания научно-технического задела (НТЗ), базирующаяся на последовательном достижении девяти уровней готовности технологий (УГТ)<sup>2</sup>.

Разработка модификаций ГТД на основе, например, существующего унифицированного газогенератора, как и любой сложной системы, осуществляется в несколько этапов:

- исследование и обоснование разработки, формирование технического задания (ТЗ);
- разработка технического предложения (ТП), включающего обоснование возможности и целесообразности создания такого ГТД, выбор оптимального типа двигателя и параметров его рабочего процесса, разработка ТЗ на выполнение ОКР;
- эскизное проектирование, содержащее технические решения, компоновку и основные характеристики и т.п.;
- техническое проектирование, когда принимаются окончательные технические решения, дающие полное представление о конструкции двигателя.

Этим заканчивается собственно процесс проектирования, далее следует изготовление опытных образцов, их доводка и прохождение сертификационных (государственных) испытаний, серийное производство и эксплуатация. Обычно первые два этапа проектирования относят к начальному (концептуальному или предварительному) проектированию. Именно здесь происходит выбор оптимального для ЛА варианта ГТД. На начальном этапе проектирования оптимальность варианта газотурбинного двигателя во многом определяется его рабочим процессом [87]. Для того чтобы выбрать оптимальные значения параметров рабочего процесса проектируемого двигателя в его «расчетной

---

<sup>2</sup> Ланшин А.И. Опыт организации научно-исследовательских работ по созданию научно-технического задела применительно к перспективным авиационным двигателям. Методология организации научных исследований и разработок в обеспечение создания высокотехнологичной продукции (применительно к созданию авиационных двигателей) : сб. ст. / под общ. ред. М.В. Година и А.И. Ланшина. – М.: ЦИАМ, 2020. – С. 83...94. (Тр. ЦИАМ № 1362)

точке», необходимо определить так называемые параметрические характеристики семейства ГТД для заданного ЛА. Каждой точке таких характеристик соответствует вариант двигателя, имеющий в зависимости от сочетания  $\pi_k^*$ ,  $T_T^*$  и других параметров свою массу, свой удельный расход топлива, свои габаритные размеры, обладающий своими собственными высотно-скоростными характеристиками (ВСХ). Именно эти выходные данные газотурбинного двигателя в значительной мере определяют эффективность ЛА. Это обстоятельство, а также то, что авиационный двигатель проектируется исключительно для применения на ЛА, являются одними из главных факторов, объясняющих современный подход к проектированию ГТД на основе системного решения проектных задач.

Необходимость системного подхода к проектированию ГТД специалисты понимали всегда. Современное состояние математического моделирования позволяет представить характеристики практически всех подсистем такой сложной системы, как современный самолет или вертолет. Весь комплекс проектно-конструкторских и технологических разработок по одной из самых сложных подсистем ЛА – ГТД представляет собой иерархическую систему, подчиненную единой цели – оптимизации параметров всех взаимосвязанных подсистем, входящих в ЛА. Таким образом, можно достичь выполнения одного из основных принципов системного подхода, требующего согласования критериев эффективности объекта проектирования (газотурбинного двигателя) с критериями системы более высокого иерархического уровня ЛА и рассмотрения объекта во всем многообразии его связей с системой (ЛА). Получение максимального технического эффекта системы ЛА возможно лишь при всестороннем учете взаимного влияния элементов силовой установки и планера. Как показывает опыт эксплуатации, существенное влияние на параметры СУ оказывают сопрягаемые с конструкцией планера воздухозаборник и выходное устройство двигателя, а также размеры основных узлов ГТД.

В авиационном двигателестроении на сегодня накоплен колоссальный опыт проектирования и создания двигателей. Функциональные области применения авиационных двигателей обуславливают весьма широкий диапазон их характеристик. Так, тяга варьируется от 0,3 до 300 кН, мощность от 20 кВт до 20 МВт, внешний диаметр от 0,3 до 3 м. Сложились определенные принципы и традиции. Однако это накопленное интеллектуальное богатство человеческого опыта в обла-

сти проектирования авиационных двигателей не имеет полностью завершенной теории их проектирования [63, 100].

Переход к автоматизированным системам проектирования не довел эту задачу до логического завершения. Наибольший прогресс в этом направлении в 1960–80-е годы достигнуты в автоматизации начальных этапов проектирования авиационных ГТД. В работах ЦИАМ [18], СГАУ (КуАИ) [64, 130], КГТУ (КАИ) [140], МАИ [119, 120], ПАО «Кузнецов» [1], УГАТУ (УАИ) [8] и других заложены основы для формирования инструментальных средств, реализующие автоматизированное проектирование на начальных этапах создания авиационных ГТД. Важнейшей проблемой, определяющей разработку эффективных САПР авиационных ГТД, их развитие и использование, является формирование методологии автоматизированного проектирования. Накопленный опыт в области разработки авиационных ГТД и автоматизации их проектирования (несколько сотен наименований реализованных проектов и значительное количество созданных для этого САПР) обеспечил создание эффективных полноразмерных ГТД. Что касается малоразмерных ГТД, то для них характерно большое число типов двигателей, различающихся по назначению и условиям применения и имеющих существенно отличающиеся друг от друга конструктивные схемы и удельные параметры.

Отсюда вытекает потребность в методологии автоматизированного проектирования МГТД, которая отвечала бы задачам автоматизации процесса проектирования эффективных малоразмерных двигателей и которая рассматривала бы двигатель как элемент системы ЛА, позволяла учесть влияние малоразмерности и неопределенность их исходных проектных данных, многоцелевой характер применения малоразмерных ЛА и многокритериальную оценку эффективности. С другой стороны, имеется значительное число публикаций и исследований как в теоретическом, так и в практическом плане ряда сложных вопросов: методов оценки эффективности авиационных ГТД, методов выбора оптимальных значений их параметров, методов расчета и согласования характеристик ГТД и ЛА, расчета и прогнозирования технико-экономических критериев эффективности ЛА, создания подсистем и систем автоматизированного проектирования, проектных методов повышения эффективности ГТД и других, которые могут быть использованы для их систематизации и формирования эффективной методологии начального проектирования малоразмерных ГТД [38, 43, 63, 64, 87, 112, 130, 131].



Цель данной работы – показать характерные особенности малоразмерных ГТД, главные отличия от полноразмерных в рабочем процессе, конструкции, изготовлении, в назначении и эксплуатации, в подходах и методах их проектирования.

Полноразмерные авиационные ГТД в настоящее время достигли высокого уровня эффективности. При этом дальнейшее их совершенствование происходит с большими трудностями. Даже небольшое улучшение выходных данных двигателей достигается значительными затратами материальных, энергетических, временных и интеллектуальных ресурсов. С этой точки зрения авиационные ГТД соответствуют определению «стареющей» системы.

Сложные проблемы стоят и на пути создания малоразмерных авиационных двигателей. Значение степени повышения давления  $\pi_k^*$  у МГТД на 8...10 единиц, а температура  $T_g^*$  на 50...300 К ниже, чем у лучших образцов полноразмерных двигателей. С другой стороны, имеет место большее разнообразие схем малоразмерных ГТД и сфер их применения, что усложняет разработку методов и средств их проектирования. Особую роль играет то обстоятельство, что число наименований малоразмерных двигателей приближается к числу наименований полноразмерных, а количество выпускаемых МГТД соизмеримо и по некоторым типам даже превышает количество выпускаемых полноразмерных двигателей. Кроме того, имеет место относительно большее влияние ОТД малоразмерных ГТД на технико-экономические критерии эффективности ЛА, чем у полноразмерных ГТД.

Поэтому существует объективная необходимость повышения эффективности МГТД и изыскания дополнительных резервов экономии топлива, финансовых и материальных ресурсов. Этим вопросам посвящено значительное количество работ отечественных и зарубежных авторов [8, 58, 82, 110, 111, 131]. Работа по совершенствованию и повышению эффективности малоразмерных двигателей ведется на протяжении всего жизненного цикла двигателя. При этом наиболее заметными и решающими являются решения, принятые на начальных этапах проектирования. Именно на этих этапах, несмотря на их малую продолжительность, принимается значительная часть важных проектных решений, которые определяют эффективность на этапах доводки, производства и эксплуатации. К числу вопросов, которые решаются на начальных этапах проектирования и определяют в основном эффективность МГТД, относятся: выбор типа ГТД, выбор его принципиаль-

ной схемы, согласование характеристик ГТД и ЛА, формирование оптимального облика рабочего процесса и рациональной проточной части, учет влияния малоразмерности и неопределенности исходных проектных данных, величины назначенного ресурса, массы МГТД, учет многоцелевого назначения и многокритериальной оценки эффективности, имитация полета по заданным траекториям, учет как формализуемых, так и неформализуемых проектных ограничений.

Дальнейшие после проектирования этапы жизненного цикла малоразмерных ГТД также связаны с решением множества теоретических, производственных и эксплуатационных проблем. Ввиду их многочисленности и значимости рассмотреть все в данной работе невозможно. Авторы использовали значительный библиографический материал, поэтому для получения более подробной информации читатели могут обратиться к исходным материалам.

# Глава 1

## ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ И ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МАЛОРАЗМЕРНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Функциональные области применения авиационных двигателей обуславливают весьма широкий диапазон их характеристик. Так, тяга варьируется от 0,1 до 400 кН, мощность от 20 кВт до 20 МВт, внешний диаметр от 0,1 до 3 м. Накопленный к настоящему времени опыт в области проектирования авиационных ГТД обеспечивает создание достаточно эффективных двигателей большой и средней размерности. Что касается малоразмерных ГТД, то для них характерно большое число типов двигателей, различающихся по назначению, условиям применения и имеющих существенно отличающиеся друг от друга конструктивные схемы и удельные параметры. У этих двигателей наблюдается сильное влияние числа Рейнольдса ( $Re$ ) на КПД лопаточных машин, существенно могут отличаться конструкции компрессора и турбины. С уменьшением абсолютных размеров двигателя происходит увеличение относительных зазоров и размеров входных и выходных кромок, объективно возрастают трудности, связанные с организацией эффективного охлаждения в миниатюрных лопатках. Все это ведет к ухудшению удельных параметров МГТД. Указанные факторы существенно усложняют процесс разработки малоразмерных ГТД.

### 1.1. Классификация ГТД по размерности

Хотя газотурбинные двигатели развиваются уже более 80 лет, размерность двигателя остается неопределенным понятием. С одной стороны, габаритные размеры: диаметральные размеры (иногда высота и ширина) и длина участвуют в формировании геометрических показателей двигателя и, следовательно, определяют его размерность. С другой стороны, размерность связана с диаметральными и осевыми разме-

рами проточной части, сюда также следует добавить высоту и ширину лопаточных венцов, относительные величины радиальных зазоров и радиусов входных и выходных кромок лопаток.

Для того чтобы дать характеристику особенностей малоразмерных ГТД, необходимо разобраться, какие же двигатели относятся к этой категории. Конструктивный облик и геометрические размеры во многом определяются его назначением и варьируются в широких пределах. Существуют ГТД, габариты которых исчисляются в миллиметрах, и двигатели, габариты которых измеряются в метрах.

Следует отметить, что до настоящего времени авторы в своих публикациях используют разные термины для характеристики размерности ГТД. Встречаются такие термины, как «микроразмерные», «мини-размерные», «малоразмерные», «полноразмерные», причем нет полной ясности, какие двигатели отнести к той или иной категории, возникает путаница и неопределенность. В качестве количественных характеристик размерности также используют разные параметры двигателя: тяга (мощность), габаритные размеры, расход воздуха на входе в двигатель в САУ (для ТРДД – расход воздуха через внутренний контур), расход воздуха через газогенератор, приведенный по параметрам за компрессором и др. [90].

Авиационные ГТД первого и второго поколения [19] не особенно нуждались в понятии размерности. Хотя в этот период были созданы большие ГТД (ВД-7, АМ-3, НК-12) и небольшие двигатели (ГТД ЗФ, ГТД-350, РУ19-300). Для отнесения двигателей этих поколений к тому или иному размеру достаточно было указать тягу (мощность) или расход воздуха  $G_v$ . Габаритные размеры интересовали только разработчиков ЛА с тем, чтобы «посадить» двигатель на предназначенное для него место.

По мере совершенствования рабочего процесса ГТД – главным образом за счет увеличения температуры газа перед турбиной  $T_T^*$  и степени повышения давления  $\pi_k^*$  – простого отнесения к габаритным размерам двигателя при определении размерности стало недостаточно. Это объясняется тем, что при сохранении габаритных размеров рост  $T_T^*$  и  $\pi_k^*$  приводит к существенным изменениям размеров проточной части, особенно в завершающей части компрессора и начальной части турбины. Наиболее заметно такое влияние сказывается на небольших двигателях. Поэтому для двигателей 3, 4 и последующих поколений в

качестве характеристики размерности стали использовать величину приведенного по параметрам на выходе из компрессора расхода воздуха  $G_{в пр вых}$ . Этот показатель позволяет учитывать влияние на размеры проточной части подводимой к компрессору работы:

$$G_{в пр вых} = G_{в} \frac{\sqrt{T_{к}^*} \cdot 101,33}{p_{к}^* \sqrt{288}}. \quad (1.1)$$

Из этой известной зависимости видно, что заметное влияние на величину  $G_{в пр вых}$  оказывает степень повышения давления через давление за компрессором – через давление  $p_{к}^*$  [23].

Применительно к турбинам в качестве параметра размерности используют пропускную способность турбины,  $m^2$ :

$$A_{т} = \frac{G_{т} \sqrt{R_{т} \cdot 10^3 T_{т}^*}}{p_{т}^* \cdot 10^3}.$$

Переход от значений тяги (мощности) и в какой-то степени от значений расхода воздуха для характеристики размерности к величине  $G_{в пр вых}$  позволил выполнять эту процедуру более качественно. Вместе с тем как в первом подходе, так и во втором сохранилась неизменной проблема, связанная с назначением границы перехода от полноразмерных двигателей к малоразмерным.

Так, при использовании в качестве характеристики размера – тяги двигателя – обычно принималось, что значениям тяги свыше 50... 80 кН соответствуют двигатели полноразмерные, для меньших значений тяги – двигатели малоразмерные, для ТВД и ГТД СТ условной границей можно указать диапазон  $N_e = 2000...4000$  кВт. Такие значения тяги и мощности соответствовали расходу воздуха 8...12 кг/с.

Переход при оценке размерности к приведенному по параметрам за компрессором расходу воздуха позволяет в качестве границы перехода от полноразмерных к малоразмерным двигателям принять значения  $G_{в пр вых}$ , ниже которых начинается интенсивное падение значений КПД компрессора и КПД турбины (рис. 1.1).

Из характера протекания зависимостей  $\Delta\eta_{к} = f(G_{в пр вых})$  и  $\Delta\eta_{т} = f(A_{т})$  видно, что определить однозначно границу начала ухудшения эффективности лопаточных машин при уменьшении размерности пока невозможно. Тем не менее значения  $G_{в пр вых} \approx 2...5$  кг/с,

$A_T \approx 0,01 \dots 0,03 \text{ м}^2$  можно считать приближенным диапазоном границы перехода от полноразмерных двигателей к малоразмерным.

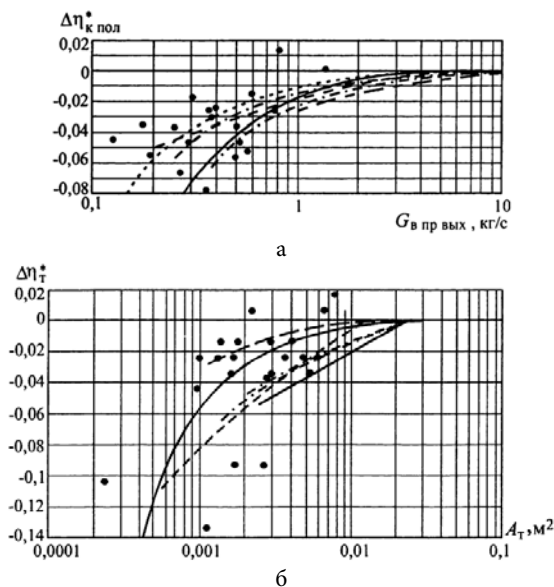


Рис. 1.1.1. Обобщенные зависимости поправок на КПД  $\Delta\eta_k$  (а) и  $\Delta\eta_t$  (б) от размерности [19]

Хорошо известно, что сбалансированный рост температуры газа перед турбиной  $T_T^*$  и степени повышения давления в компрессоре  $\pi_k^*$  во многом определяет перспективы газотурбинных двигателей. Однако для малоразмерных двигателей увеличение эффективности ГТД при этом имеет определенные ограничения, так как начинает сказываться влияние размеров турбомашин. Значительный рост  $T_T^*$  и  $\pi_k^*$  приводит к уменьшению размеров последних ступеней компрессора и первых ступеней турбины ВД. При уменьшении размеров ЛМ уменьшаются значения числа Re и увеличиваются вязкие потери. У малоразмерных турбомашин возрастают относительные величины толщины лопаток, радиусов входных и выходных кромок, относительного радиального зазора. Причем эти изменения, с одной стороны, связаны с уменьшением абсолютных размеров, а с другой стороны, объясняются

технологией изготовления, рабочими нагрузками и эксплуатационными особенностями. Главный результат таких влияний – снижение КПД лопаточных машин, относительной рост потерь на утечки.

Вопросами влияния размеров ЛМ на их КПД занимались много исследователей. В самых ранних работах [104, 137] были предприняты попытки связать размер или критерий  $Re$  с соответствующими значениями КПД. В работах Тулупова Ю.И. [137], Митрохина В.Т. [92], Шерстюка А.И., Зарянкина А.Е. [151], Мидзумати [91] приводятся результаты исследований малоразмерных компрессоров, радиальных и осевых турбин. Исследования, проведенные Боровиком В.О. [79] для турбин с уменьшенной проточной частью, также показали, что критические значения числа  $Re$  для таких турбин, как правило, меньше чем  $Re = 2 \cdot 10^5$ . Такие исследования свидетельствуют, что при уменьшении числа  $Re$  ниже критического снижение КПД турбины может достигать 4...6 %.

Однако на начальных этапах проектирования при оптимизации рабочего процесса перспективных ГТД использование подобных зависимостей, а также учет других факторов, связанных с малоразмерностью, не представляется возможным, так как требует знания геометрических размеров проточной части и лопаток турбин и компрессоров. Т.к. на данном уровне проектирования геометрия проточной части бывает еще не известной, учет влияния факторов малоразмерности производится на основе обобщенных статистических зависимостей, подобных показанным на рис. 1.1.

Известно, что охлаждение турбин малоразмерных ГТД организовать более сложно, чем у полноразмерных двигателей. В связи с уменьшением размеров лопатки не только затрудняется размещение внутренних каналов охлаждения, но становится неблагоприятным отношение площадей поверхностей теплоотдачи (внутренней) и теплоотвода (внешней). Аэродинамически выгодную тонкую выходную кромку охладить становится очень затруднительно. Утолщение выходной кромки улучшает возможность охлаждения задней части лопатки, но из-за потерь на смещение и импульсных потерь суммарные потери в закрюченных следах получаются большими. Дополнительный пленочный расход воздуха существенно улучшает процесс охлаждения, но является источником дополнительных потерь, сказывающихся на КПД турбины. Данная проблема хорошо известна многим исследователям турбин, обычно она детально анализируется на экспериментальных

образцах. Но для ее решения на этапах проектирования малоразмерных двигателей целесообразно располагать обобщенной зависимостью  $\Delta\eta_{\text{т охл}}$ , связанной с расходом охлаждающего воздуха, меняющегося в процессе варьирования проектных параметров ( $\pi_k^*$ ,  $T_{\text{г}}^*$ ) в определенном диапазоне, при сохранении эффективности охлаждения.

В работе [21] на основе анализа результатов исследований получены обобщения изменений величины  $\Delta\eta_{\text{т}}$  в зависимости от  $T_{\text{г max}}^*$ , связанной напрямую с  $G_{\text{в охл}}$  (рис. 1.2).

Аналогично решается вопрос с влиянием размера на газодинамическую эффективность компрессора. Как известно, в малоразмерных двигателях используются центробежные и осевые компрессоры и их сочетания.

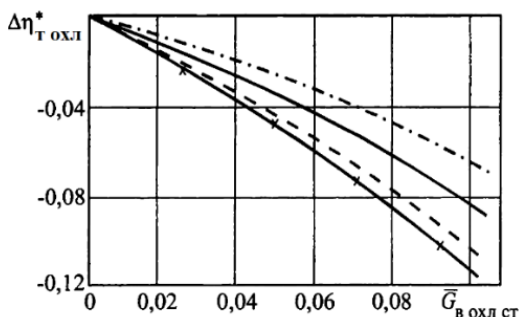


Рис. 1.2. Понижение КПД турбины в зависимости от затрат воздуха на охлаждение ступеней турбины:  
 --- по данным работы [8];      - - - по данным работы [80];  
 ----- по данным работы [24, 88]

В работе [19] приведены обобщенные зависимости уменьшения КПД центробежных ступеней от  $G_{\text{в пр вых}}$ . Они свидетельствуют (рис. 1.3) об относительно слабой зависимости эффективности центробежных ступеней от их размерности, что подтверждается в работах [81, 147, 148]. Необходимо при этом учитывать снижение КПД центробежных ступеней от  $\pi_{\text{к ЦКБ}}^*$ .

Для осевых и осецентробежных ступеней за основу можно принимать обобщенные зависимости, приведенные в работе [19].



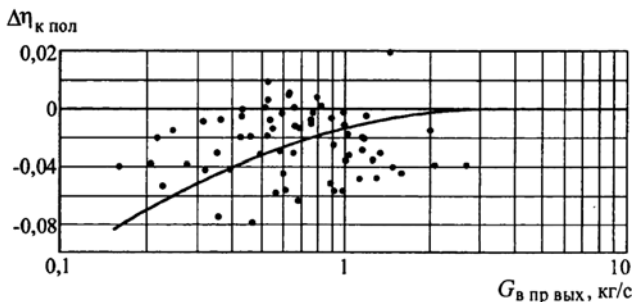


Рис. 1.3. Зависимость уменьшения политропического КПД центробежных ступеней от базового значения ( $\eta_{к\text{ пол баз}} = 0,835$ ) при изменении размерности двигателя

Учитывая замечание, приведенное в работе [151], о том, что уровень поправок занижен в связи с тем, что имеет место регулирование радиального зазора, в качестве зависимости  $\Delta\eta_{к} = f(G_{в\text{ пр вых}})$ , скорректированной по этим дополнительным соображениям, можно рассматривать сплошную кривую на рис. 1.4.

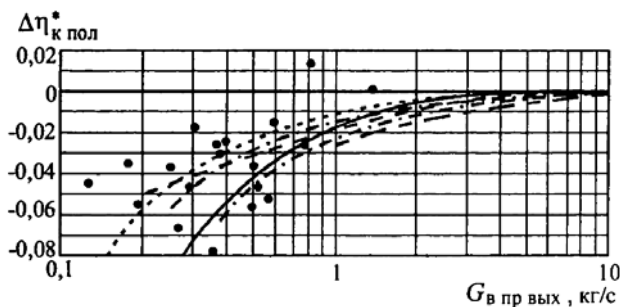


Рис. 1.4. Зависимости уменьшения политропического КПД осевых и осецентрибежных компрессоров от базового значения ( $\eta_{к\text{ пол баз}} = 0,89$ ) при изменении размерности двигателя

Сравнение зависимостей на рис. 1.3 и 1.4 показывает, что центробежные ступени менее чувствительны к влиянию размерности, что делает ЦБК особенно привлекательными в двигателях малой размерности.

Перечисленные особенности позволили авторам данной работы сделать попытку провести классификацию ГТД по размерности (табл. 1.1). В

ней все ГТД представлены в виде пяти категорий по размерности. В качестве основной количественной характеристики, предложенной учеными ЦИАМ, принят приведенный по параметрам на выходе из компрессора расход воздуха  $G_{в пр}$ . В качестве дополнительной информации используется расход воздуха через двигатель (или внутренний контур) в САУ на земле, а также среднестатистические для выделенных категорий двигателей степени повышения давления  $\pi_k$  и примеры двигателей. Такая классификация использована в работе при анализе параметров и характеристик.

В табл. 1.2 приведены обобщенные данные по основным параметрам малоразмерных ГТД различных поколений. Для сравнения в табл. 1.3 приведены данные по параметрам полноразмерных ГТД [134].

## 1.2. Типы и конструктивные схемы МГТД

Для современных авиационных ГТД, которые относятся к малоразмерным, характерно: с одной стороны – разнообразие типов (ТРД, ТРДД, ТВД, ТВВД, ГТД СТ, ВГТД и их комбинации), сфер применения (БЛА, вертолеты, винтокрылые ЛА, самолеты, наземное применение), а с другой стороны – ограничение возможностей повышения эффективности за счет совершенствования рабочего процесса, т.к. повышение параметров  $\pi_k^*$  и  $T_r^*$  затрудняет проблема КПД узлов из-за «уменьшения» элементов проточной части. Необходимо отметить, что газогенераторы современных полноразмерных ТРДД с большой степенью двухконтурности существенно уменьшились и стали по существу малоразмерными.

Газотурбинные двигатели, работающие по циклу Брайтона, обычно подразделяются на двигатели прямой реакции и не прямой реакции. Естественно, что малоразмерные ГТД также соответствуют такому делению. На рис 1.5 представлены используемые схемы малоразмерных ГТД. Взяв за основу простейшую схему ТРД или ГТД СТ, можно получить для МГТД практически все известные на сегодня типы двигателей.

Видно, что типы МГТД совпадают с аналогичными типами полноразмерных двигателей. Однако в качестве компрессора перед КС в

Таблица 1.1. Классификация ГТД по размерам









Параметр	микро-размерные	мини-размерные	мало-размерные	средней размерности	большой размерности
Расход воздуха (для ГТДД – через внутренний конгур), кг/с	$\leq 0,1$	0,1...1	1...10	10...50	$\geq 50$
Расход воздуха, приведенный по параметрам за компрессором, кг/с $G_{в,пр к} = G_{в,о} / \pi_{к,с}^{*5/6}$	$< 0,03$	0,03...0,25	0,25...1,5	1,5...5	$> 5$
$\pi_{к,с}^*$	4	6	10	20	30
Примеры двигателей	Millimeter-scale, MEMS gas turbine engines (МП)  	TJ 20; FD-3  	TB7-177; BK-1500; ГТД-1250; F112; WR19-A7 	РД-1700 ТМКБ «Союз»; RB401-07; M,45H; GE Passport 	RB211; GE90; CFM56; F-119  

Таблица 1.2. Поколения малоразмерных ГТД

Поколения и годы	Двигатель	Основной тип двигателя и его характерные особенности	$T_{г\max}^*$ ( $H = 0$ , $M_{п} = 0$ )	$\pi_{к\Sigma}^*$	$m$	$C_{г\text{уб}}$ кг/(кН·ч) ( $H = 0$ , $M_{п} = 0$ )	$\gamma_{\text{ав}}$ , кг/кН
I 1940...50			1000...1150	3...5	0		
II 1950...60	Aspin I ГТД-350	ТВад, ТРД(Д), обновальный. Компрессор – центробежный. Камера сгорания – индивидуальная. Турбина – осевая, радиально-осевая, неохлаждаемая	1100...1200	5,5...8	0		
III 1960...70	Astafan JT15D DF 600 WR16-A7	ТРДД обновальный с редукторным приводом, двухвальный. Компрессор – осецентробежный. Камера сгорания – кольцевая, пеллевая. Турбина – осевая, охлаждаемая	1100...1250	7...13	1...6	45...55	25...35
IV 1970...85	F106-CA-100 RB401-07 WR19-3 F107-WR-101	ТРДД двухвальный. Компрессор – осецентробежный. Камера сгорания – кольцевая. Турбина – осевая, охлаждаемая	1300...1450	12...16	1...4	45...70	20...22
V 1985...05	RTM.322-20 P95TM-300 (РДК-300) PW545A	Уменьшение числа ступеней лопаточных машин. Компрессор – осецентробежный. Камера сгорания – кольцевая. Турбина – осевая, охлаждаемая	1350...1550	15...25	0,5...6		13...20
VI 2005...25		ГТД распределенных силовых установок самолетов. Комбинированные двигатели. Пульсирующие детонационные ГТД. Аддитивные технологии производства (3D печать). Малое число двигателей. Композиционные материалы	2250...2450	50...75			-

Таблица 1.3. Поколения авиационных ГТД средней и большой размерности [134]

Поколения и годы	Двигатель	Основной тип двигателя и его характерные особенности	$T_{г}^*$ max ( $H=0, M_{п}=0$ )	$\pi_{к\delta}^*$	$m$	$\pi_{б}^*$	$C_{г\delta}$ кг/(кН·ч) ( $H=0, M_{п}=0$ )	$\gamma_{ав б}$ , кг/кН
I 1940...50	ТР-1; РД-10; ВК-1; J-47	ТРД(Ф) одновальный. Компрес- соры осевой и центробежный	1000...1150	3...5	0	-	~ 110...140	60...80
II 1950...60	АМ-3; АЛ-7; НК-12; J-79; «Олимп»	ТРД(Ф), ТВД одновальный и двухвальный. Компрессор осе- вой. Турбина охлаждаемая	1150...1250	8...13	0	-	90...110	28...22
III 1960...70	Д-20П; Д-30; НК-8; НК-144; «Спейс»; JT9D; TF30	ТРДД с малым значением $m$ , ТРДД(Ф) двухвальный. Турбина охлаждаемая. Титан	1250...1450	14...20	0,2...2,5 – ТРДД 0,7...1 – ТРДДФ	~ 2,5	73...83	14...18
IV 1970...85	Д-18; ПС-90А; АЛ-31Ф; RB211; РД-33; CFM56; Д-30Ф6	ТРДД с большим значением $m$ , ТРДД(Ф), двухвальный и трехвальный. Турбина охлаждаемая. Композиционные материалы	1450...1650	25...35	4...8 – ТРДД. 0,2...2,5 – ТРДДФ	~ 1,7	59...67	12...13
V 1985...05	GE90; F-119; M88; EY200; Д-27; АЛ-41Ф	ТРДД ( $m \geq 6...8$ ), ТВВД, ТРДДФ ( $m < 1$ ), двухвальный и трехвальный. Малое число ступе- ней. Редукторный привод вен- тилятора. Интерметаллиды	1650...1900	30...50	6...15 – ТРДД. 0,2...1 – ТРДДФ	~ 1,6	53...57	5...10
VI 2005...25		ТРДдсв, ТВВД, ТРДДФ. Кон- струкция с малым числом дета- лей. Композиционные матери- алы на органических интерметаллидных, металличе- ских и керамических матрицах	2250...2450	50...75	15...25 – ТРДДсв. 30...60 – ТВВД	~ 1,4 (ТРДД). 1,1...1,2 (ТВВД)	45...50 (ТРДДсв) 40...45 (ТВВД, $M_{п} = 0,75$ )	-

большинстве случаев используют центробежную ступень. Это позволяет получить для ГТД известные преимущества такой ступени – большие значения  $\pi_k^*$ , меньшую зависимость  $\eta_k$  от размера, сокращение осевых размеров и снижение стоимости.

Рис. 1.6 иллюстрирует многообразие конструкторского формирования турбокомпрессоров малоразмерных ГТД, включающее осевые и центробежные компрессоры, прямоточные и противоточные камеры сгорания, осевые и радиально-осевые турбины.

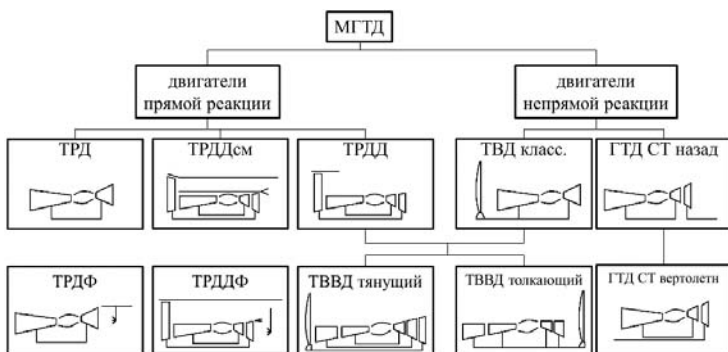


Рис. 1.5. Используемые схемы малоразмерных ГТД

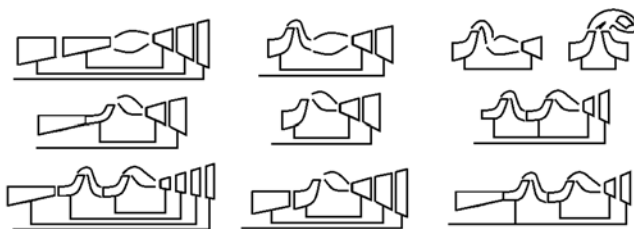


Рис. 1.6. Основные схемы турбокомпрессоров МГТД

ГТД СТ – это, по существу, самые первые малоразмерные ГТД, которые реализовывали функцию турбостартера. Такие двигатели появились в начале 50-х годов, но затем сошли на нет, т.к. стали применяться более эффективные стартеры. Затем по мере совершенствования выходных данных ГТД СТ они стали находить применение в качестве основной СУ вертолетов. В конце 80-х и 90-х годов по количеству наиме-

нований и по числу выпускаемых двигателей малоразмерные ГТД для вертолетов превосходили все другие типы ГТД. Однако проведенные в ведущих авиационных державах мероприятия по унификации типоразмеров вертолетных ГТД резко уменьшили количество наименований ГТД СТ. А рост ресурса уменьшил и их количество.

**ТРД** – малоразмерные представители этого типа ГТД, с конца 60-х годов стали использоваться в качестве основной СУ беспилотных ЛА как дозвукового, так и сверхзвукового назначения, а также в качестве вспомогательных двигателей, увеличивающих тягу основной СУ при взлете (чаще всего для перегруженных транспортных самолетов), либо в качестве подъемных ТРД самолетов ВЦП. Такое назначение сохраняется за ТРД и в настоящее время.

**ТВД и ТВВД** – переход от полноразмерных ТВД к малоразмерным плавно произошел в конце 60-х начале 70-х годов, когда гражданская авиация практически полностью отказалась от больших ТВД и перешла на двухконтурные двигатели. Оставшиеся в настоящее время в гражданской авиации ТВД – это, как правило, малоразмерные двигатели для авиации общего назначения и самолетов местных воздушных линий. ТВВД, фактически не выйдя за рамки теоретических исследований и предварительных проектов, за исключением 2...3 реализованных в металле двигателей, могут переходить в категорию малоразмерных по тем же причинам, что и газогенераторы ТРДД. Кроме того, известно несколько проектов малоразмерных ТВВД для БЛА.

**ТРДД** – малоразмерные двигатели этого типа служат в качестве СУ для авиации общего назначения, административных и деловых самолетов, а также несколько малоразмерных ТРДД применяются для БЛА.

На рис. 1.7 показан вариант классификации малоразмерных ГТД по сферам применения и по конструктивным особенностям.

Наряду с традиционным использованием малоразмерных ГТД в авиации в качестве основных силовых установок пилотируемых самолетов и винтокрылых ЛА, отмечается их применение на дистанционно пилотируемых (ДПЛА), беспилотных ЛА (БПЛА), а также на авиационных моделях.

Наземное применение ориентируется на танки, автомобили, автобусы и мотоциклы. Для водного транспорта в качестве сфер применения можно указать на морские и речные суда, суда на воздушной подушке и на маломерные суда.

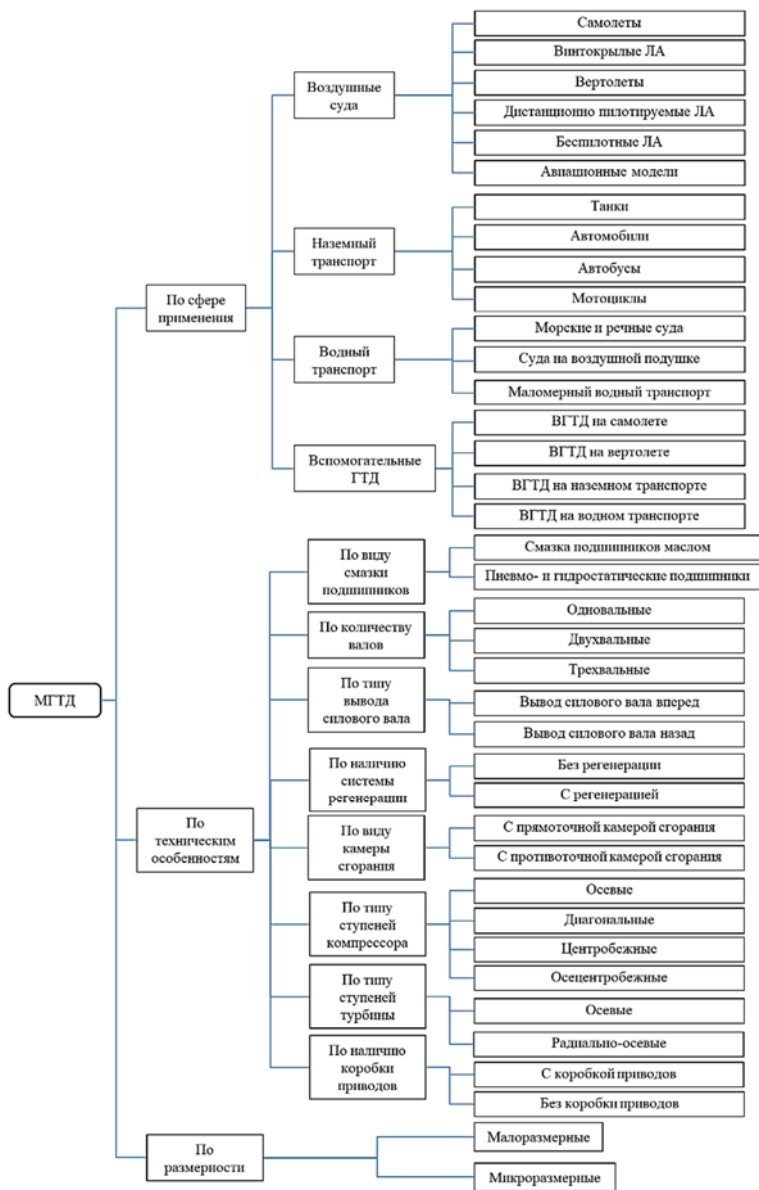


Рис. 1.7. Сферы применения и основные конструктивные особенности малоразмерных ГТД



Малоразмерные вспомогательные ГТД (ВГТД), обеспечивающие выработку механической мощности (турбостартеры), выработку и снабжение транспортного средства электрической энергией, механической мощностью и сжатым воздухом (для системы запуска и/или кондиционирования), используются на самолетах, винтокрылых ЛА, на наземном и водном транспорте.

В качестве основных конструктивных особенностей малоразмерных двигателей, наряду с особенностями, присущими полноразмерным двигателям (по количеству валов, по наличию системы регенерации, по типу ступеней компрессора), следует оттенить различия по виду смазки подшипников (традиционная смазка маслом, пневмо- и гидростатические подшипники).

Малоразмерные ГТД, являющиеся источником мощности, очень часто отличаются типом вывода силового вала – вперед и назад.

МГТД используют традиционные прямоточные камеры сгорания, но очень часто при наличии центробежного компрессора и по ряду компоновочных соображений используют противоточные камеры сгорания.

Характерной особенностью МГТД является использование, наряду с традиционными осевыми, радиально-осевых ступеней турбины.

Для ряда применений МГТД освобождаются от коробок приводов, что позволяет при использовании стартера-генератора, связанного с основным валом, перейти к «электрическому» двигателю, т.е. когда привод вспомогательных систем двигателя (топливных и масляных насосов, агрегатов ЛА, систем управления СУ и ЛА) осуществляется посредством электрических приводов энергией от генератора.

Наконец, особенность, связанная с малоразмерностью. Наряду с малоразмерными, появляются миниразмерные и микроразмерные ГТД.

### **1.3. Области применения малоразмерных ГТД**

Малоразмерные ГТД нашли широкое применение в качестве основных и вспомогательных силовых установок для транспортных средств различного назначения (воздушного, наземного, водного и т.п.). Среди воздушного применения по назначениям выделяются

авиация общего назначения, служебные самолеты, учебно-тренировочные самолеты, вертолеты.

### ***1.3.1. Самолеты общего назначения***

Летательные аппараты общего назначения выполняют значительное количество работ. Причем ИКАО (Международная организация гражданской авиации) относит к общему назначению все, кроме «коммерческой воздушной перевозки людей или грузов», т.е. полет общего назначения – это «полет воздушного судна, в ходе которого воздушное судно используется для обеспечения специализированных видов обслуживания в таких областях, как сельское хозяйство, строительство, аэрофотосъемка, топографическая съемка, наблюдение и патрулирование, поиск и спасание, воздушная реклама и т.д.» (ИКАО, Приложение 6, Эксплуатация воздушных судов, часть II).

Авиация общего назначения (АОН) в РФ выполняет целый ряд важных работ [217]:

- мониторинг нефтепроводов, газопроводов, ЛЭП;
- мониторинг городских кварталов в инфракрасном свете на предмет утечек тепла;
- мониторинг на предмет возгораний и пожарной безопасности;
- малая санитарная авиация;
- полицейская авиация;
- малая авиация МЧС;
- аэрофотосъемка;
- сельскохозяйственные работы;
- учебные полеты в аэроклубах и центрах подготовки пилотов;
- экскурсионные полеты над достопримечательностями;
- реклама в воздухе;
- частные полеты из города в город;
- корпоративные полеты в деловых и развлекательных целях.

Территория РФ – обширна. Большая часть районов доступна сезонно либо просто труднодоступна. Именно в таких районах более всего нужна авиация общего назначения. Небольшие самолеты, гидропланы, для взлета которых нужно 200...300 метров относительно ровной поверхности земли или реки, озера. Они могут экстренно эвакуировать нуждающихся в медицинской помощи, доставить срочный груз, найти и осмотреть место аварии, крушения.

Необходимо отметить, что самолеты общего назначения традиционно оснащаются одним или двумя поршневыми двигателями в качестве силовой установки (~ 92...93 % от общего числа) и только 7...8 % приходится на самолеты с газотурбинными турбовинтовыми (4 %) и двухконтурными (4 %) двигателями. Типичный самолет авиации общего назначения – однодвигательный, поскольку 85 % всех самолетов АОН однодвигательные, рассчитаны на 2...3 места.

На рис. 1.8 представлен **самолет Ан-3** [208], который был разработан на базе широко известного самолета Ан-2. Силовая установка самолета состоит из турбовинтового двигателя ТВД-20 с  $N_{э\text{ взл}} = 1010$  кВт. Этот самолет способен перевозить 1900 кг полезной нагрузки (или 12 пассажиров) со скоростью 230 км/ч на дальность 700 км.

Примером двухдвигательного реактивного самолета общего назначения может служить **Adam Jet A700** [214] (рис. 1.9). В кабине экипажа 2 места, в салоне могут разместиться от 4 до 6 пассажиров. Силовая установка включает 2 ТРДД FJ33-4 с  $P_{взл} = 4,89$  кН. Дальность полета больше 2000 км,  $V_{кр} = 672$  км/ч. Двигатели были установлены в гондолах, прикрепленных к задней части фюзеляжа на коротких пилонах. Выхлопная струя от двигателей попадала в пространство между хвостовыми балками и перемыкающей их сверху горизонтальной плоскостью. В отличие от А500, в нижней части фюзеляжа А700 имелся дополнительный топливный бак, а также на А700 имелась стандартная система обогрева горизонтальных плоскостей, воздухозаборников и лобового стекла, поскольку полет должен был проходить на достаточно большой высоте.



Рис. 1.8. Самолет Ан-3

Первый А700 поднялся в воздух 28 июля 2003 года, а частичный сертификат эта машина получила в декабре 2007 г. К середине того же года Adam уже имел заказы более чем на 320 машин А700. Самым крупным был заказ от компании Magnum Jet – на 50 машин сразу и еще на 50 по особому требованию. Magnum Jet собирался с 2008 года использовать А700 в качестве аэротакси. Однако полностью А700 так и не был сертифицирован, хотя Adam и объявлял, что это произойдет в 2008 году, но вместо этого в феврале того же года его фирма прекратила существование.

Необычная конструкция А700 позволила ему выделяться среди множества других сверхлегких реактивных самолетов бизнес-класса. Кроме того, А700 привлекал к себе внимание фирм, организующих перевозки пассажиров с помощью аэротакси.

**Самолет Цессна Модель 208** [108] был задуман в 1980-81 гг. как первый абсолютно новый турбовинтовой самолет авиации общего назначения. Опытный образец Цессна 208 Караван I поднялся в воздух 9 декабря 1982 г., первый серийный самолет выпущен в августе 1984 г. Сертификат летной годности был получен в октябре 1984 г., и в настоящее время модель находится в эксплуатации в ВВС Бразилии, Таиланда, Либерии и в Королевской конной полиции Канады в качестве самолета-амфибии.



Рис. 1.9. Самолет Adam А700 AdamJet

Модель 208А, обладавшая большей массой, была создана по заказу, сделанному в декабре 1983 г. американской авиакомпанией Федерал Экспресс (Federal Express), и названа Каргомастер (Cargomaster).

Модель была оснащена всепогодным бортовым оборудованием и подфюзеляжным контейнером, фюзеляж не имел окон. После апробации Модели 208А авиакомпания Федерал Экспресс заказала Модель 208В Супер Каргомастер с удлинненным на 1,2 метра фюзеляжем без окон и с контейнером. Летные испытания модели начались 3 марта 1986 г., в октябре того же года был получен сертификат летной годности и поставлены первые самолеты из числа заказанных 210 машин. К концу 1989 г. было поставлено более 370 самолетов различных вариантов Модели 208.

В 1985 г. Цессна обнародовала данные о варианте Караван I – самолете полувоенного или специального назначения, обозначенном Министерством обороны США как U-27А и выпущенном на рынок в качестве машины, способной действовать в условиях локальных конфликтов. Самолет имел шесть узлов наружной подвески под крылом и еще один на осевой линии фюзеляжа для контейнера с разведывательным оборудованием F-16 Джeneral Дайнемикс либо грузового контейнера, а также поднимающуюся вверх грузовую дверь с электроприводом, отражателем спутной струи и окна в нижней части фюзеляжа для разведки и наблюдения за землей (рис. 1.10).



Рис. 1.10. Самолет Цессна Модель 208

Самолет Караван I стал одним из лучших в мире самолетом, эксплуатируемым с неподготовленных площадок.

**Тип:** одномоторный подкосный моноплан вспомогательного назначения.

**Силовая установка:** один турбовинтовой двигатель Пратт-Уитни Канада (Pratt & Whitney Canada) PT6A-114 мощностью 447 кВт (600 л.с.).

**Летные данные:** максимальная крейсерская скорость 341 км/ч; потолок 8410 м; дальность полета на экономической крейсерской скорости 1797 км.

**Массы:** пустого – 1752 кг; максимальная взлетная 3629 кг.

**Размеры:** размах крыла 15,88 м; длина 11,46 м; высота 4,32 м; площадь крыла 25,96 кв. м.

**Бич Куин Эйр Модель 65-80** [108]. В 1963 г. компания Бич начала летные испытания самолета, который впоследствии получил обозначение Бич Куин Эйр Модель 65-80 (Beech Queen Air Model 65-80). Он рассматривался как продолжение семейства самолетов Куин Эйр и разрабатывался для армии США как штабной или транспортный самолет общего назначения. Впоследствии все самолеты Куин Эйр с турбовинтовыми двигателями были переименованы в Кинг Эйр (King Air). Таким образом, в результате самолет 65-90Т стал прототипом для серии Бич Модель 90 Кинг Эйр, точнее – прототипом негерметичных военных самолетов Кинг Эйр.

После первого полета модели 65-90Т был спроектирован гражданский вариант с герметичной кабиной, производственный образец которого под обозначением Модель 90 Кинг Эйр совершил первый полет 20 января 1964 г. Эти самолеты положили начало более чем *трехтысячной* серии самолетов Кинг Эйр.

Испытания модели 65-90Т, проведенные армией США (там он имел обозначение NU-8F), показали полное его соответствие всем требованиям. В результате последовал начальный заказ на 48 машин под обозначением U-21A. В самолете мог размещаться экипаж из двух человек и 10 военнослужащих, или от 6 до 8 человек командного состава, или трое носилок. При этом кресла легко снимались и освобождалось место для размещения груза массой до 1361 кг.

Первые поставки серийных самолетов U-21A Ютэ (Ute) начались 16 мая 1967 г. В результате последовавших контрактов было построено более 160 машин. В их число входили модели U-21A, модели RU-21A/RU-21D с турбовинтовыми двигателями Пратт-Уитни РТ6А-20 мощностью на валу 410 кВт (550 л.с.) и модели RU-21B/RU-21C/RU-21E с двигателями РТ6А-29 мощностью на валу 462 кВт (620 л.с.).

Последней в этом семействе самолетов стала Модель F90 Супер Кинг Эйр (Super King Air) (рис. 1.11), поставки которой начались в середине 1979 г. Она совмещала в себе герметичный фюзеляж модели 90, крыло и хвостовое оперение моделей 100 и 200 соответственно. Тяга



Рис. 1.11. Самолет Модель F90 Супер Кинг Эйр

создавалась двумя двигателями PT6A-135, которые приводили в движение четырехлопастные низкооборотные винты, обеспечивающие гораздо более низкий уровень шума в кабине. Когда производство самолета F90 закончилось на 231-й машине, строительство модели C90 продолжалось. К началу 1989г. было поставлено 1415 экземпляров этого самолета с нижним расположением горизонтального оперения.

**Тип:** семи/десятиместный самолет.

**Силовая установка:** два турбовинтовых двигателя Pratt-Уитни Эйркрафт Канада мощностью на валу 559 кВт (750 л.с.).

**Летные данные:** максимальная крейсерская скорость на высоте 3660 м 495 км/ч; практический потолок – 9085 м; максимальная дальность 2920 км.

**Массы:** пустого – 2971 кг; максимальная взлетная 4966 кг.

**Размеры:** размах крыла 13,99 м; длина 12,13 м; высота 4,6 м; площадь крыла 25,98 кв. м.

**CASA C-212 Авиокар** [108]. Потребность ВВС Испании в замене нескольких старых транспортных самолетов привела к тому, что компания CASA начала разработку двухдвигательного турбовинтового транспортного самолета общего назначения. Результатом явился самолет CASA C-212 Авиокар, рассчитанный на двух членов экипажа и 16 десантников или, в гражданском варианте, 19 пассажиров. Первый опытный образец совершил полет 26 марта 1971 г. и был показан на Парижском авиасалоне спустя всего 10 недель после этого. Этот тип

самолетов получил в ВВС Испании основное обозначение Т.12, но существует и несколько вариантов. С-212А (Т.12В) – это транспортный самолет общего назначения, первый из 45 таких самолетов был выпущен для ВВС Испании 20 мая 1974 г. Пять экземпляров С-212АV были заказаны как транспортные самолеты для высокопоставленных лиц, и первый из них был поставлен в мае 1976г.

Из восьми предсерийных Авиокаров шесть были укомплектованы по стандарту С-212В (ТR.12А) как самолеты для аэрофотосъемки и наблюдения и снабжены двумя аэрофотокамерами Уайлд (Wild) RC-10 и светонепроницаемой кабиной. Два оставшихся самолета стали навигационными тренажерами С-212Е. Вслед за выпуском этих двух самолетов испанские ВВС заказали еще три подобных, что подняло число заказанных ими машин Авиокар до 61 экземпляра, а позднее эта цифра увеличилась до 88.

Другими иностранными военными заказчиками самолетов С-212А были Чили, Индонезия, Иордания, Никарагуа и Португалия; Иордания также заказала вариант С-212АV, а Португалия – С-212В.

В апреле 1978г. компания CASA подняла в воздух опытный экземпляр более мощного и тяжелого самолета Авиокар С-212-10 (С-212-200) (рис. 1.12). Это была модификация 138-го серийного самолета с усиленной конструкцией и двумя турбовинтовыми двигателями Гарретт-Эйр-Ресерч ТРЕ331-10, мощностью по 645 кВт (865 л.с.). Более мощные двигатели сделали возможным увеличение максимального взлетного веса на 1000 кг (доведен до 7450 кг) и увеличение максимального платного груза с 2000 кг до 3200 кг. В варианте военно-транспортного самолета стандартный Авиокар мог перевозить до 18 солдат с полным вооружением или легкую технику; подфюзеляжная задняя раampa могла быть использована для парашютирования десанта и



Рис. 1.12. Самолет CASA C-212 Авиокар



сброса груза. В роли санитарного самолета он мог принять на борт 12 пациентов на носилках и двух медработников. Как навигационный тренажер он дооборудовался рабочими местами для пяти обучаемых и инструктора.

Варианты самолетов для перевозки высокопоставленных лиц, находящихся в составе ВВС Испании и Иордании, имеют 12 пассажирских кресел и откидывающиеся столики. Текущий вариант Серии 300 обладает увеличенными, отогнутыми вверх концевыми участками крыла и удлиненным, более острым носом, обеспечивающим лучшие летные характеристики и увеличенную вместимость. К началу 90-х гг. было продано 207 гражданских и 227 военных самолетов С-212.

**Тип:** транспортный многоцелевой самолет.

**Силовая установка:** два турбовинтовых двигателя Гарретт-Эй – Ресерч ТРЕ331-10 мощностью по 671 кВт (900 л.с. на валу).

**Летные данные:** максимальная крейсерская скорость на высоте 3050 м 385 км/ч; практический потолок 8500 м; дальность с максимальной платной нагрузкой (26 пассажиров) 760 км; дальность с максимальным запасом топлива 1620 км.

**Массы:** пустого – 3915 кг; максимальная взлетная 7450 кг.

**Размеры:** размах крыла 19 м; длина самолета 15,16 м; высота 6,68 м; площадь крыла 40 кв. м.

### *1.3.2. Служебные самолеты*

Это реактивные самолеты, обычно меньшего размера, предназначенные для перевозки групп деловых людей. Кроме того, такие самолеты могут быть приспособлены к другим назначениям, таким как эвакуация жертв происшествий, доставка посылок, они могут быть использованы государственными органами, министерствами, вооруженными силами.

В отличие от самолетов общего назначения, большинство которых оснащены поршневыми двигателями, служебные самолеты в своей массе используют двухконтурные двигатели и значительно меньше турбовинтовые, которые имеют неоспоримые преимущества по топливной экономичности и обладают большей надежностью с точки зрения попадания птиц.

На рис. 1.13 и 1.14 показаны двухдвигательные самолеты с ТРДД и однодвигательный с ТВД на рис. 1.15.



Рис. 1.13. Самолет Фалькон 20 [215]:  
 $L_n = 3350$  км;  $M_0 = 7\,530$  кг;  
 $n_{\text{пас}} = 8-14$ ;  $V_{\text{max}} = 862$  км/ч;  
 General Electric CF700-2D-2  
 ( $P = 20$  кН)



Рис. 1.14. Самолет Эмбраер  
 Феном 100 [216]:  
 $L_n = 2148$  км;  $M_0 = 7950$  кг;  
 $n_{\text{пас}} = 6-7$ ;  $V_{\text{max}} = 875$  км/ч;  
 2 × ТРДД Pratt & Whitney  
 PW 535-E ( $P = 24$  кН)

**Самолет SOCATA TBM-700** [108]. Компании SOCATA и Муни Эйркрафт Корпорэйшн (Mooney Aircraft Corporation) объявили 12 июня 1987 г. о намерении построить шести/восьмиместный одномоторный самолет бизнес-класса. Правительство Франции согласилось оплатить треть расходов, при этом компания SOCATA становилась лидером проектной разработки. Новый аппарат получил обозначение TBM-700 (рис. 1.15). Финская компания Валмет (Valmet) присоединилась к этому проекту в июне 1988 г.

При постройке первого самолета компания Муни отвечала за сборку задней части фюзеляжа и крыла, компания SOCATA – за носовую часть фюзеляжа, а компания Валмет – за хвостовое оперение. Первый самолет поднялся в воздух 14 июля 1988 г., второй – 3 августа 1989 г., а третий – 11 октября 1989 г. К этому времени компания Валмет прекратила участие в проекте, а два первоначальных партнера продолжили разработку.



Рис. 1.15. Самолет SOCATA TBM-700

Интерьер самолета ТВМ-700 был переделан для размещения от четырех до семи пассажиров. В летной кабине могли разместиться два пилота, хотя одной из основных целей проектирования было получение сертификата для полетов с одним пилотом.

В качестве силовой установки использовался апробированный и испытанный двигатель РТ6А с четырехлопастным металлическим полностью флюгированным винтом Макколи (McCaughey) с постоянной скоростью вращения.

Киль, в отличие от крыла, имел стреловидность. Закрылки были спроектированы компанией АТН и сделаны из сотового композиционного материала Номекс (Nomex). Топливо размещалось во встроенных в крыло топливных баках. Первая поставка новой машины была осуществлена 21 декабря 1990 г. В конечном итоге в мае 1991 г. компания Муни отошла от участия в создании ТВМ-700, но до настоящего времени компания СОСАТА сохранила прежнее название самолета. К началу 1993 г. было построено 84 экземпляра ТВМ-700 при производительности четыре самолета в месяц. Они используются в семи странах мира.

**Тип:** шести/семиместный турбовинтовой административный самолет с герметичным салоном.

**Силовая установка:** один турбовинтовой двигатель Пратт-Уитни Канада РТ6А-64 (Pratt & Whitney Canada РТ6А-64) мощностью на валу 552 кВт (700 л.с.).

**Летные данные:** максимальная крейсерская скорость 566 км/ч; потолок 9150 м; максимальная дальность 2985 км.

**Массы:** снаряженного – 1826 кг; максимальная взлетная 2992 кг.

**Размеры:** размах крыла 12,16 м; длина 10,43 м; высота 3,99 м.

### ***1.3.3. Региональные самолеты***

Этот класс самолетов обеспечивает перевозки на короткие расстояния (до 1500 км), а применительно к России, еще и в условиях отсутствия взлетно-посадочных полос с твердым покрытием. На региональных самолетах в качестве силовых установок используют ТВД и ТРДД.

**Самолет de Havilland Canada DHC-6 Twin Otter [108]** (рис. 1.16). В 1964 г. компания Де Хэвилленд Канада разработала двухдвигательный турбовинтовой высокоплан короткого взлета-посадки, обеспечивавший перевозку от 13 до 18 пассажиров. Самолет получил обозначение Де Хэвилленд Канада DHC-6 Твин Оттер.



Рис. 1.16. Самолет DHC-6 Твин Оттер Серии 300

Первый самолет поднялся в воздух 20 мая 1965 г. Силовая установка первых трех самолетов состояла из двух двигателей Пратт-Уитни Эйркрафт Канада РТ6А (Pratt & Whitney Aircraft of Canada РТ6А) мощностью по 432 кВт (579 л.с.), но на четвертом и последующих экземплярах были установлены двигатели РТ6А-20.

Крыло имело двухщелевые закрылки и элероны, которые могли отклоняться вниз совместно с закрылками. На неубирающемся трехопорном шасси можно было установить поплавки, лыжи и колеса. Предназначенный для эксплуатации на местных воздушных линиях Твин Оттер, тем не менее, широко использовался военно-воздушными силами и правительственными агентствами. Самолет заказали ВВС Аргентины, Канады, Чили, Эквадора, Эфиопии, Франции и других стран. Первый самолет Твин Оттер Серии 100 был передан в эксплуатацию в 1966 г., а после изготовления 115 таких самолетов было начато производство самолетов Твин Оттер Серии 200. Они отличались увеличенным багажным отсеком в удлиненном носу фюзеляжа и большим взлетным весом. После того как были построены 115 таких самолетов, в производство были запущены самолеты Твин Оттер Серии 300 с более мощными двигателями РТ6А-27, которые позволили увеличить взлетную массу почти на 454 кг. Последние серийные самолеты имели салон, вмещавший 20 пассажиров, а все варианты гидросамолета сохранили укороченную носовую часть фюзеляжа.

Специализированное оборудование включало подфюзеляжный контейнер для 272 кг груза и опорняемый матерчатый мягкий бак воды на 1818 литров для тушения пожаров. В 1982 г. компания предложила два специализированных военных самолета, обозначенных Твин

Оттер Серии 300М, – основной военно-транспортный самолет или вариант COIN (Counterinsurgency – противопартизанский) с установленным в кабине пулеметом и узлами подвески вооружения под крыльями; 300MR – морской разведывательный вариант, оборудованный поисковым радаром, всевозможным электронным оборудованием и подкрыльными прожекторами. Общий их серийный выпуск достиг 844 машин. Его преемник получил обозначение ДНС-9.

Твин Оттер 300S: обозначение шести самолетов пассажировместимостью 11 человек, с усовершенствованной антиюзовой тормозной системой и крыльевыми интерцепторами для авиалинии Эйр Транзит (Air Transit).

Твин Оттер Серии 400: разработка, предложенная для удовлетворения требованиям США на уровень шума. Не построен.

UV-18A: самолеты Серии 300, поставленные Национальной гвардии Аляски, способные эксплуатироваться на колесах, поплавках или лыжах.

UV-18B: два самолета Серии 300, использовавшихся для парашютной подготовки.

**Тип:** многоцелевой самолет укороченного взлета-посадки.

**Силовая установка:** два турбовинтовых двигателя Pratt & Whitney Aircraft of Canada PT6A-27 мощностью по 486 кВт (652 л.с.).

**Летные данные:** максимальная крейсерская скорость на высоте 3050 м 338 км/ч; практический потолок 8140 м; дальность полета с полезной нагрузкой 1134 кг 1297 км; дальность полета с максимальной полезной нагрузкой 185 км.

**Массы:** пустого – 3363 кг; максимальная взлетная 5670 кг.

**Размеры:** размах крыла 19,81 м; длина самолета 15,77 м; высота самолета 5,94 м; площадь крыла 39,02 кв. м.

**Самолет ТВС-2ДТ «Байкал» [213]** (рис. 1.17). 10 июня 2015 года с аэродрома Ельцовка Новосибирского авиационного завода имени В.П. Чкалова (НАЗ, филиал «Сухого») в воздух впервые поднялся самолет ТВС-2ДТ в полной бипланной конфигурации, созданный на базе ремоторизованного Ан-2 в Сибирском научно-исследовательском институте авиации им. С. А. Чаплыгина (СибНИА).

Самолет ТВС-2ДТ представляет собой экспериментальный самолет на базе глубоко модернизированного Ан-2, на котором будут отра-



Рис. 1.17. Самолет ТВС-2ДТ, созданный на базе самолета Ан-2

бываться элементы перспективного легкого многоцелевого самолета (ЛМС) вместимостью 9-19 пассажиров в рамках Государственной программы по развитию малой авиации Министерства промышленности и торговли России.

Также планируется создание на основе ТВС-2ДТ однодвигательного грузопассажирского самолета безаэродромного базирования.

ТВС-2ДТ использует планер самолета Ан-2, оснащенный американским турбовинтовым двигателем Honeywell ТРЕ331-12UAN взлетной мощностью 800 кВт (1100 л.с.), являясь тем самым дальнейшим развитием продвигаемой СибНИА программы самолета ТВС-2МС – ремоторизации Ан-2 с тем же турбовинтовым двигателем.

**Тип:** многоцелевой региональный самолет.

**Силовая установка:** один турбовинтовой двигатель Honeywell ТРЕ331-12UAN взлетной мощностью 800 кВт (1100 л.с.).

**Летные данные:** максимальная скорость 450 км/ч; крейсерская скорость 350 км/ч; минимальная скорость полета 40 км/ч; дальность полета 3500 км.

**Массы:** коммерческая нагрузка до 4000 кг.

**Самолет Let L-410 Turbolet** [108] (рис. 1.18). Легкий двухмоторный транспортный самолет Лет L-410 был спроектирован для регионального применения.



Рис. 1.18. Самолет L-410 Turbolet

Первый опытный образец совершил свой первый полет 16 апреля 1969 г. Он был оснащен двумя турбовинтовыми двигателями Юнайтэд (United) (позднее Pratt Whitney) Канада (Aircraft of Canada) PT6A-27 эффективной мощностью на валу 533 кВт (715 л.с.). Канадский двигатель был сохранен на 27 самолетах L-410A, построенных в 1971-74 гг., а также на самолете L-410AF (вариант для аэроъемки с застекленной носовой частью).

Опытный экземпляр L-410M, оснащенный турбовинтовыми двигателями Вальтер (Walter) M 601A эффективной мощностью на валу 548 кВт (735 л.с.), поднялся в воздух в 1973 г.

Усовершенствованный вариант L-410UVP совершил свой первый полет в ноябре 1977 г. Этот самолет был оснащен двигателями M-601B и вмещал 15 пассажиров. Его производство закончилось в 1985 г., после того как было построено 495 машин.

Следующий вариант L-410UVP-E имел измененную внутреннюю компоновку для размещения 19 пассажиров и двух членов экипажа. Его поставки начались в 1986 г. и к середине 1991 г. было выпущено около 370 самолетов. Среди покупателей был Аэрофлот, а также ВВС Чехословакии, Болгарии, Венгрии, Польши и ГДР.

Самолет L-410UVP-E, оснащенный двигателями Вальтер M-601E, имел усиленное крыло с 200-литровыми (44 галлона) баками на концах крыла, увеличивавшими дальность полета. Производство самолетов серии L-410 к концу 1990 г. достигло 1000 машин, 300 из которых предназначались для военного использования.

**Тип:** легкий транспортный самолет общего назначения

**Силовая установка:** два турбовинтовых двигателя Вальтер M 601B эффективной мощностью на валу 544 кВт (730 л.с.).

**Летные данные:** максимальная крейсерская скорость 365 км/ч на высоте 3000 м; практический потолок 6000 м; дальность полета 390 км.

**Массы:** снаряженного – 3800 кг; максимальная взлетная 5800 кг.

**Размеры:** размах крыла 19,48 м; длина 14,47 м; высота 5,83 м; площадь крыла 35,18 кв. м.

**Самолет Beech Model 99** [108] (рис. 1.19). В начале 60-х годов возрастающая важность региональных воздушных авиалиний США побудила компанию Бич (Beech) начать проектирование и строительство самолета, конкурентоспособного на этом рынке.



Рис. 1.19. Самолет Beech Model 99

В 1965 г. компания приступила к созданию самолета, который впоследствии строился самой большой серией из всех ее моделей. Прототип поднялся в воздух в июле 1966 г. Новый самолет, получивший обозначение Бич Модель 99 Эйрлайнер, имел общую конфигурацию, сходную с его современниками серии Куин Эйр (Queen Air), но более длинный фюзеляж, в котором размещались два члена экипажа и до пятнадцати пассажиров.

Тяга создавалась двумя турбовинтовыми двигателями Пратт-Уитни (Pratt & Whitney) PT6A-20 мощностью на валу 410 кВт (550 л.с.).



На выбор могли устанавливаться грузовой люк и передвижная перегородка, которые позволяли варьировать различные сочетания пассажирских мест и багажа. Первый серийный самолет был поставлен 2 мая 1968 г. К этому времени появилась Модель 99 Экзекьютив (Model 99 Executive), в основном сходная с моделью 99 Эйрлайнер и имевшая несколько возможных компоновок размещения пассажирских кресел и соответствующих интерьеров. За ними последовали серийные модели Эйрлайнер А99 и Эйрлайнер В99.

Обе производились в варианте Экзекьютив с двигателями РТ6А-27 мощностью на валу 507 кВт (680 л.с.). Всего до конца 1977 г. было построено 164 самолета для 64 различных компаний (в основном на территории США).

7 мая 1979 г. компания Бич снова объявила о намерении выйти на рынок самолетов для местных авиалиний. Один из ранних серийных самолетов В99 был полностью отремонтирован, обновлен и оснащен более мощными двигателями РТ6А-34. Этот самолет получил обозначение Коммьютер (Commuter) С99 и совершил первый полет 20 июня 1980 г. Серийное производство началось тремя месяцами позднее. Одновременно фирма Бич опубликовала детали проекта чуть большего по размеру и герметичного варианта.

Первый опытный самолет Коммьютер 1900 совершил полет в сентябре 1982 г. Он предназначался для перевозки 19 пассажиров, а тяга создавалась двумя турбовинтовыми двигателями РТ6А-65 мощностью на валу 746 кВт (1000 л.с.). Он сумел закрепиться на рынке самолетов для местных авиалиний и, кроме того, нашел применение в военных целях. Египет использовал его для электронного наблюдения, а национальная гвардия ВВС США применяет этот тип в качестве самолета поддержки под обозначением С-12J.

**Тип:** региональный самолет / грузовой транспортный.

**Силовая установка:** два турбовинтовых двигателя Пратт-Уитни Эйркрафт Канада (Pratt & Whitney Aircraft of Canada) РТ6А-36 мощностью на валу 533 кВт (715 л.с.).

**Летные данные:** максимальная скорость 496 км/ч на высоте 2440 м; крейсерская скорость 462 км/ч на высоте 2440 м при взлетной массе 4536 кг; практический потолок 8560 м; дальность с максимальным запасом топлива 1687 км.

**Массы:** полетная – 2946 кг; максимальная взлетная 5126 кг.

**Размеры:** размах крыла 13,98 м; длина 13,58 м; высота 4,38 м; площадь крыла 25,98 кв. м.

### *1.3.4. Учебно-тренировочные самолеты*

Эти самолеты используются для первоначального обучения, для тренировок и в качестве переходного типа от самолетов первоначального обучения к самолетам, находящимся в эксплуатации.

Переход от поршневых самолетов этого класса к реактивным был весьма продолжительный. В СССР долгое время в качестве учебно-тренировочных самолетов были поршневые Як-18, а затем Як-52. В 50-е годы проектом реактивного учебно-тренировочного самолета был одноместный Як-32. Однако основным учебным самолетом стал чешский L-29 «Дельфин». Этот самолет отличался высокой надежностью и простым управлением. На нем был установлен ТРД М-701. На смену самолету L-29 пришел самолет L-39 с ТРДД АИ-25. Этот самолет находится в эксплуатации уже более 30 лет.

В новейшие времена был объявлен конкурс на новый учебно-тренировочный самолет, который мог бы имитировать полет как на легком истребителе типа МиГ-29, так и на тяжелом (типа СУ-27). Были предложены самолеты МиГ-АТ и Як-130. На них пилоты могли бы обучаться не только пилотированию, но и боевому применению. В серию пошел самолет Як-130 с двумя ТРДД АИ-222-25 с тягой 24,52 кН.

Для существенного сокращения эксплуатационных расходов рассматриваются варианты учебно-тренировочных самолетов с турбовинтовыми двигателями. Так как от таких самолетов требуется обеспечивать значительный объем летных часов (это одно из основных назначений учебно-тренировочного характера самолета), то использование ТВД реально позволяет получить этот эффект.

В качестве примера целесообразно привести возможность преобразования базового самолета М 101Т (разработки экспериментального машиностроительного завода им. В.М. Мясищева) в следующие варианты:

- М 101УТ – для первоначальной и основной подготовки курсантов профиля военно-транспортной авиации (может прийти на замену самолетов L-39 и L-410);
- М 107 – для основной подготовки курсантов профиля фронтовой авиации (может заменить самолет L-39).

Преимущества такой замены определяются:

- широкой унификацией проектов с базовым, серийно выпускаемым самолетом М 101Т;

- возможностью использования для производства имеющейся технологической и сборочной оснастки от базового самолета;
- возможностью использования опыта и результатов аэродинамических, прочностных, ресурсных и летных испытаний базового самолета.

**Самолет Caproni Vizzola C22J** [108] (рис. 1.20). Опытный образец легкого учебно-тренировочного самолета с турбореактивным двигателем C22J совершил первый полет 21 июля 1980 г. Это был моноплан со свободонесущим высокорасположенным крылом, имевший фюзеляж формы головастика, обладавший несущей способностью, Т-образное хвостовое оперение, установленное на удлинненной хвостовой балке, и убирающееся трехопорное шасси с носовой опорой. Размещение двух двигателей в фюзеляже позади закрытой кабины позволило расположить места пилота и обучаемого рядом. Рассматривалась пригодность самолета для выполнения широкого круга задач, помимо использования его как тренировочного. Компанией Агуста (Agusta) в течение 1981 г. были разработаны планы выпуска опытного образца C22R, чтобы оценить возможности его использования в качестве самолета оповещения, разведывательного и для тактической электронной разведки.

**Тип:** двухместный учебно-тренировочный самолет первоначального обучения.

**Силовая установка:** два турбореактивных двигателя Микротурбо TRS 18-046 тягой по 1 кН.

**Летные данные:** максимальная скорость на уровне моря 480 км/ч; крейсерская скорость 325 км/ч на высоте 3000 м; практический потолок 7600 м; дальность полета 740 км.



Рис. 1.20. Самолет Caproni Vizzola C22J

**Массы:** пустого – 720 кг; максимальная взлетная 1135 кг.

**Размеры:** размах крыла 10 м; длина 6,19 м; высота 1,88 м; площадь крыла 8,75 кв. м.

**Вооружение:** два/четыре стандартных подкрыльных пилон; до 200 кг вооружения.

**Самолет Pilatus PC-9 [108]** (рис. 1.21). Самолет Пилатус PC-9, разработанный в 1982 г., – тренировочный самолет для основной и повышенной летной подготовки.



Рис. 1.21. Самолет Pilatus PC-9

Первый из двух предсерийных образцов PC-9 поднялся в воздух 7 мая 1984 г.; он был оборудован трехлопастным винтом Хартцелла (Hartzell). На второй самолет был установлен «стеклянный кокпит» Коллинза. Самолеты этого типа получили сертификат на выполнение фигур высшего пилотажа у швейцарских властей 19 сентября 1985 г. Самолет PC-9 также соответствует уставу Федерального авиационного управления США и некоторым военным американским спецификациям.

Первым покупателем были ВВС Бирмы. После них в 1985 г. такой самолет у Бритиш Аэроспейс купили Королевские ВВС Саудовской Аравии. Компания BAe предлагала самолеты PC-9 в 1984 г. для замены моделей ВВС Великобритании Джет Провост (Jet Provost), но этот заказ был выигран самолетом Шортс Тукано (Shorts Tucano). После этого компания BAe сохранила права на оборудование самолетов производства Швейцарии и на предложение их в качестве замены для реактивных тренировочных самолетов Хоук (Hawk). Всего к началу 1993 г.

было продано 140 машин. Среди других военных покупателей были Армия США (которая списала свои самолеты в 1992 г.) и Королевские ВВС Таиланда. Компания Пилатус предлагает самолеты PC-9 для совместной системы начальной летной подготовки (JPATS) наряду с моделью Бичкрафт (Beechcraft). Эта модель имеет измененную на 70 процентов конструкцию, усиленные фюзеляж и фонарь, а также переоборудованную кабину пилота. Первый из самолетов PC-9 Mk 2 совершил полет в 1992 г.

PC-9/A: австралийский вариант, построенный по лицензии компаниями Хоукер Де Хэвилленд и АСТА; первые поставки произошли в декабре 1987 г.

PC-9B: вариант для буксировки мишеней, для ВВС Германии с двумя лебедками Саутвест (Southwest) RM-24, расположенными на внутренних пилонах, мишени тянутся сзади; также переносятся дополнительный топливный бак и акустическая счетная система.

PC-9 Mk 2: модификация для соревнований в рамках совместной системы начальной летной подготовки (JPATS).

**Тип:** двухместный тренировочный самолет с турбовинтовым двигателем.

**Силовая установка:** один турбовинтовой двигатель Пратт-Уитни Канада РТ6А-62 мощностью на валу 857 кВт (1150 л.с.) с четырехлопастным винтом Хартцелла HC-D4N-ZA/09512A.

**Летные данные:** максимальная скорость горизонтального полета 556 км/ч; максимальная допустимая скорость на пикировании 667 км/ч; максимальная эксплуатационная высота 7620 м; практический потолок 11580 м; максимальная дальность полета 1642 км.

**Массы:** пустого – 1620 кг; максимальная взлетная 3200 кг.

**Размеры:** размах крыла 10,12 м; высота 3,26 м; длина 10,05 м.

**Самолеты RFB** [108]. Западно-германская компания Рейн-Флюгцойгбау ГмбХ (Rhein-Flugzeugbau GmbH (RFB) была основана в 1956 г. Первые разработки компании заключались в создании фюзеляжей самолетов и конструкций крыла из упрочненных стекловолокном резин. Широко известный позднее доктор Александр Липпиш создал концепцию самолета, который будет экономично летать из-за экранного эффекта Земли на низкой скорости и на малой высоте и иметь возможность перелетать препятствия на поверхности.

В марте 1975 г. компания RFB получила контракт на два опытных самолета от Министерства обороны Федеративной Германии, и первый из них, получивший обозначение AWI-2, имел два ротативных дизельных двигателя Ванкеля (Wankel) мощностью 112 кВт (150 л.с.), вращавших вентилятор изменяемого шага в кольцевом обтекателе.

Второй опытный самолет ATI-2 отличался в основном турбовальным двигателем Аллисон (Allison) 250-C20B мощностью на валу 313 кВт (420 л.с.), также вращавшим вентилятор; эти самолеты поднялись в воздух соответственно 27 октября 1977 г. и 31 мая 1978 г.

На модель AWI-2 был позднее установлен двигатель Аллисон 250-C20B, и он был приведен к промышленному военному стандарту под обозначением Фэнтренер (Fantrainer) 400; после установки более мощного двигателя Аллисон 250-C30 самолет был переименован в Фэнтренер 600.

Компания RFB получила контракт на 47 самолетов Фэнтренер (рис. 1.22) от Королевских ВВС Тайланда. В 1990 г. компании Рокуэлл (Rockwell) и МВВ объявили о создании самолетов с турбовентиляторным двигателем для участия в конкурсе ВВС/ВМС США JPATS (Совместная система начальной летной подготовки).

Основанный на модели Фэнтренер, самолет Фэн Рэйнджер (Fan Ranger) имеет измененную конструкцию для установки турбовентиляторного двигателя Пратт-Уитни JT15D-4 и «стеклянной» кабины Коллинза. Самолет Фэн Рэйнджер собирался компанией RFB; опытный образец совершил первый полет в январе 1993 г.

**Тип:** тренировочный самолет для общей летной подготовки или для подготовки к полетам с дозаправкой в воздухе.



Рис. 1.22. Самолет Фэнтренер 400

**Силовая установка:** один турбовальный двигатель Аллисон 250-С30 мощностью на валу 485 кВт (650 л.с.), задросселированной до 447 кВт (600 л.с.).

**Летные данные:** максимальная скорость 430 км/ч на высоте 5500 м; практический потолок 7600 м; дальность полета с максимальным запасом топлива 1390 км.

**Массы:** пустого – 1060 кг; максимальная взлетная 2300 кг.

**Размеры:** размах крыла 9,7 м; длина 9,23 м; высота 3 м; площадь крыла 13,9 кв. м.

### ***1.3.5. Вертолеты***

Эти машины, в отличие от самолетов, не требуют строительства аэродромов. Вертолет взлетает и приземляется вертикально, без разбега, и для этого требуется лишь ровная устойчивая площадка на свободной территории. Вертолет имеет возможность зависать в воздухе, резко менять курс и перемещаться на различных скоростях в горизонтальной плоскости.

Гражданские вертолеты могут быть разделены на следующие типы:

- многоцелевые – предназначены для перевозки пассажиров, грузов и выполнения различных целевых задач, включая полицейские операции и тушение пожаров;
- пассажирские – предназначены для перевозки пассажиров;
- транспортные – предназначены для перевозки различных грузов в грузовой кабине и на внешней подвеске;
- поисково-спасательные – предназначены для поиска, спасания и оказания экстренной помощи пострадавшим;
- сельскохозяйственные – предназначены для распыления удобрений и ядохимикатов для борьбы с вредителями с/х культур;
- вертолеты-краны – предназначены для перевозки грузов на внешней подвеске и выполнения строительно-монтажных работ.

Грузовые и пассажирские перевозки в труднодоступные районы очень часто можно осуществить только с помощью вертолета. Бывает, что это единственное средство транспорта в горные и таежные селения, в которые невозможно добраться ни на автомобиле, ни на самолете.

На вертолете легко обнаружить крупные косяки промысловой рыбы, что очень помогает рыбацким суднам. В случае лесных пожаров

вертолеты помогают тушить огонь. С их помощью ищут пропавших людей, преследуют преступников, обнаруживают угнанные машины и т.д. С борта вертолета очень удобно делать фотоснимки и вести видеосъемку местности. Срочно доставить пострадавших в больницу также помогают вертолеты.

Боевые вертолеты мы рассматривать не будем в силу специфики их применения и использования мощных силовых установок.

**Вертолет Хьюз Модель 369** [108] (рис. 1.23). Легкий вертолет наблюдения Хьюз Модель 369 был выбран среди вертолетов, представленных на конкурс совместно с компаниями Белл (Bell) и Хиллер (Hiller), и ему было дано обозначение НО-6 (позже ОН-6).

Эта удачная машина установила серию международных рекордов. Кабина вертолета обеспечивала размещение экипажа из двух человек. В задней части она имела два складывающихся сиденья, которые в сложенном виде открывали пространство пола для перевозки четырех полностью экипированных солдат или достаточно тяжелого (экономически целесообразного) груза.

Компания Хьюз получила заказ на серийное производство, и в сентябре 1966 г. вертолеты ОН-6А начали поступать в Армию США. Но после поставки к августу 1970 года 1434 машин контракт с компанией был расторгнут из-за спада производства и повышения цен.



Рис. 1.23. Вертолет ОН-6 Кейюз, прозванный «Лоуч» (Loach – голец, мелкая речная рыба)



В январе 1984 г. модель 269/300 была продана в Швейцарию. Сейчас серийно производятся вертолеты серии 500E и 530F Лифтер (530F Lifter). Модель 500D строится по лицензии в Италии – компанией Агуста (Agusta), Аргентине – RACA, Японии – Кавасаки (Kawasaki) и Южной Кореи – Кореан Эйр (Korean Air).

После завершения летных испытаний аппарата типа NOTAR (No Tail Rotor – без хвостового винта) стали серийно выпускаться вертолеты под обозначениями MD520N (NOTAR MD500) и MD530N (NOTAR 530F). Военные варианты моделей 500 и 530 получили обозначение АН-6, МН-6, Найтфокс (Nightfox – ночная лисица) и Дефендер (Defender – защитник).

**Тип:** легкий вертолет наблюдения.

**Силовая установка:** один турбовальный задросселированный двигатель Аллисон (Allison) Т63-А-5А мощностью 263 кВт (317л.с.).

**Летные данные:** максимальная крейсерская скорость 230 км/ч на уровне моря; нормальная дальность полета 665 км на высоте 1525 м.

**Массы:** пустого снаряженного – 524 кг; взлетная 1225 кг.

**Размеры:** диаметр несущего винта 8,03 м; длина вертолета с вращающимися винтами 9,24 м; высота вертолета 2,48 м; ометаемая площадь несущего винта 50,60 кв. м.

**Вооружение:** пулемет ХМ27 калибра 7,62 мм или гранатомет ХМ-75.

**Вертолет Белл Модель 222** [108] (рис. 1.24). Создан для гражданской авиации (он был первым легким двухмоторным вертолетом для этих целей). Поднялся в воздух 13 августа 1976 г. Сертификат был получен им 20 декабря 1979 г.



Рис. 1.24. Вертолет Белл Модель 222

Преимущества вертолета были обусловлены использованием новейших технологий, разработанных ранее для гражданских и военных вертолетов. Он имел систему узлового крепления, подобную вертолету Модель 214ST, втулку главного ротора с эластичным подшипником, не требующим смазки, и сделанные из стекловолокна и нержавеющей стали лопасти несущего винта.

Каркас этого вертолета был в основном сделан из легких сплавов. К фюзеляжу с каждой стороны были прикреплены свободонесущие наплывы небольшого размаха. Они имели профиль крыла и создавали небольшую подъемную силу во время прямолинейного горизонтального полета, помогая тем самым несущему винту. Вдобавок они вмещали основные колеса трехколесного шасси в убранном положении. Конструкция имела увеличенное, по сравнению с большинством других вертолетов, хвостовое оперение, с верхним и нижним килем стреловидной формы на стабилизаторе с разнесенным вертикальным оперением.

Вертолет вмещал 10 человек, в том числе одного или двух членов экипажа. Производилось три разные версии этой машины, в том числе основная версия Модель 222 с обычной конфигурацией, рассчитанная на пилота и семерых пассажиров. Альтернативной версией был вертолет Модель 222 Экзекьютив (Model 222 Executive), полностью оборудованный для полета с дозаправкой в воздухе с экипажем, состоящим из одного или двух человек. Вертолет Модель 222UT (Utility Twin – общецелевой двухмоторный) имел систему аварийной посадки на воду и дополнительные топливные баки, как у обычной модели, но колесное шасси у вертолетов этой модели было заменено на трубчатое лыжное.

Силовая установка вертолетов Модели 222 состояла из двух турбовальных двигателей Авко Лайкоминг с сухой массой всего в 110 кг. Максимальное отношение вырабатываемой мощности к массе каждого двигателя – 4,58 кВт/кг. Производимая сейчас Модель 222В использует двигатели LTS 101-750С-1, имеющие большую мощность.

**Тип:** легкий коммерческий вертолет.

**Силовая установка:** два турбовальных двигателя Авко Лайкоминг LTS 101-650С-2, имеющих взлетную мощность на валу 503 кВт (675 л.с.) и максимальную мощность при постоянной работе 446 кВт (598 л.с.).

**Летные данные:** максимальная крейсерская скорость на уровне моря 265 км/ч; экономическая крейсерская скорость 241 км/ч на

высоте 2440 м; динамический потолок 6095 м; дальность с максимальным запасом топлива 523 км.

**Массы:** пустого снаряженного – 2204 кг; максимальная взлетная 3650 кг.

**Размеры:** диаметр несущего винта 12,12 м; длина фюзеляжа 10,98 м; высота 3,51 м; площадь, ометаемая несущим винтом, 115,29 кв. м.

**Вертолет Ка-26/126/226** [108] (рис. 1.25). Легкий многоцелевой вертолет Ка-26 с двумя поршневыми двигателями М-14В-26 получил широкое распространение в различных отраслях народного хозяйства СССР. Его серийное производство осуществлялось с 1968 по 1977 гг., было выпущено 825 вертолетов, из которых около 400 продолжают в настоящее время эксплуатироваться в России, республиках СНГ и ряде зарубежных стран.

В 1983 г. ОКБ им. Н. И. Камова приступило к разработке модернизированного варианта популярного вертолета, получившего название Ка-126. Главным направлением модернизации была определена замена поршневой силовой установки на один современный газотурбинный двигатель ТВ-О-100 мощностью 530 кВт (720 л.с.).

Первый полет вертолета Ка-126 с двигателем ТВ-О-100 состоялся 19 октября 1987 г. Его серийное производство предполагалось осуществлять в Румынии. Однако нарушение кооперации бывших стран-членов СЭВ помешало этим планам: в Румынии успели построить только 12 машин, еще 3 изготовили в России. На базе Ка-126 был также разработан экспортный вариант Ка-128 с одним турбовальным двигателем «Турбомека Ариэль» 1D1 мощностью 531 кВт (722 л.с.).



Рис. 1.25. Вертолет Ка-226

По заказу МЧС России, РАО «Газпром» и мэрии г. Москвы фирма «Камов» с 1990 г. разрабатывает на базе Ка-126 двухдвигательный многоцелевой вертолет Ка-226 с двумя ГТД фирмы «Аллисон» и оборудованием фирмы «Эллайд Сигнал». Он предназначен для перевозки 6-7 пассажиров или 1300 кг грузов, воздушного патрулирования, проведения аварийно-спасательных и противопожарных операций, транспортировки пострадавших и оказания медицинской помощи и т.п. В конструктивном плане Ка-226 сохраняет преемственность с вертолетами Ка-26 и Ка-126. Первый полет опытного экземпляра Ка-226 с двигателями «Аллисон» (Ка-226А) состоялся 3 сентября 1997 г. В том же году на Оренбургском ПО «Стрела» была заложена установочная серия из трех машин данного типа.

**Тип:** легкий многоцелевой вертолет.

**Силовая установка:** два турбовальных двигателя «Аллисон» 250С20В мощностью 313 кВт (420 л.с.).

**Летные данные:** максимальная скорость 205 км/ч; крейсерская скорость 195 км/ч; статический потолок 2160 м; динамический потолок 5700 м; дальность полета с полным запасом топлива 600 км.

**Массы:** нормальная взлетная 3100 кг; максимальная взлетная 3400 кг; максимальная коммерческая нагрузка 1300 кг.

**Размеры:** диаметр несущих винтов 13,0 м; длина фюзеляжа 8,1 м; высота вертолета 4,15 м; размеры подвесной кабины 2,04\*1,28\*1,4 м.

**Вертолет Sikorsky S-76 Spirit** [108] (рис. 1.26). В 1975 г. компания Сикорского начала разрабатывать 14-местный пассажирский вертолет Сикорский S-76, названный Спирит. Первый из четырех опытных образцов поднялся в воздух 13 марта 1977 г., а первый серийный вертолет, полностью сертифицированный согласно правилам полетов по приборам, был поставлен 27 февраля 1979 г.

Двухлетняя программа сертификации стала результатом использования усовершенствованного сочетания динамических систем и силовой установки, разработанных исходя из военных требований, но дальнейшее усовершенствование продолжалось с того времени, как началось серийное производство, которое с 1 марта 1982 г. переключилось на улучшенный вариант S-76 Mk II. Он отличается усовершенствованной системой кондиционирования, улучшениями динамической системы, более простыми, с точки зрения технического обслуживания, панелями и улучшенным вариантом турбовального двигателя Аллисон

(Allison) 250, который позволяет увеличить гарантированную выходную мощность.



Рис. 1.26. Вертолет S-76 Спирит компании Петролеум  
Геликоптерс Инкорпорейтед

В 1983 г. фирма Сикорского подняла в воздух первый вертолет S-76В. Оснащенный двумя двигателями Pratt-Уитни (Pratt & Whitney) РТ6В-36А мощностью 771 кВт (1033 л.с.), он имеет аэродинамические усовершенствования, разработанные для вертолета УН-60, и полностью отвечает требованиям правил полетов по приборам категории А.

Двенадцатиместный вариант S-76С был представлен в июне 1989 г. и поднялся в воздух в мае 1990 г. с двигателями Турбомека Ариэль (Turbomeca Ariel) 1S1. К этому времени он уже получил военные заказы из Гонконга и Испании. В 1985 г. появился специальный военный вариант Н-76 Игл (Eagle). Оснащенный укрепленными сиденьями, потолком и топливными баками, вертолет Игл может быть вооружен набором из контейнеров для пушек, ракет и даже ракетами класса «воздух-воздух» на пилонах небольшого крыла и имеет прицел, смонтированный в нижнюю носовую часть фюзеляжа или на стойке. Ожидается заказ на 175 машин от Южной Кореи. Постепенно сборка будет передана в компанию Дэу-Сикорский Аэроспейс Лтд (Daewoo-Sikorsky Aerospace Ltd). Единственная модификация по программе SHADOW (Sikorsky Helicopter Advanced Demonstrator and Operator Workload) представляла собой вертолет S-76, оснащенный надстроеной кабиной в носовой части для исследования методов электродистанционного,

голосового управления и управления боковой ручкой. Он также был оснащен шлемами с вмонтированными прицелами, совмещал бортовую ИК-систему FLIR и систему индикации на лобовом стекле, имел кабину с приборами ночного видения. Эта машина участвовала в конкурсе экспериментальных легких вертолетов для испытаний системы ночного видения. Второй вертолет был оснащен системой хвостового винта для предотвращения реактивного момента и обозначался Фантейл Демонстратор (Fantail Demonstrator).

S-76: первоначальный серийный вариант.

S-76A: с турбовальными двигателями Турбомека Ариэль; производился как спасательный вертолет для ВВС Гонконга с прожекторами и турелью под носовой частью фюзеляжа для бортовой ИК-системы FLIR и системы подвижной радиолокационной цели фирмы Джeneral Электроникс Компани (GEC MRTS FLIR).

S-76 Mk II: серийный всепогодный транспортный вариант.

S-76 Утилити (Utility): упрощенный вариант вертолета S-76 Mk II со сдвижными люками и неубирающимся шасси.

AUH-76: вертолет общего назначения; корпус, как у вертолета S-76 Ютилити, но оснащался авионикой и оружием.

S-76B: серийный вариант с турбовальными двигателями Пратт-Уитни РТ6В-36.

S-76C: серийный вариант с турбовальными двигателями Турбомека Ариэль 1S1.

S-76D: проектный вариант 1994г., должен оснащаться двигателями Турбомека 2S1.

H-76 Игл (Eagle): вооруженный вариант вертолета S-76B. H-76N: проектный вариант военно-морского вертолета.

**Тип:** всепогодный транспортный вертолет.

**Силовая установка:** два турбовальных двигателя Аллисон 250-S30S мощностью 509 кВт (682 л.с.).

**Летные данные:** максимальная крейсерская скорость 269 км/ч; динамический потолок 4570 м; дальность полета с 12 пассажирами и резервом топлива 748 км.

**Массы:** пустого – 2540 кг; максимальная взлетная 4672 кг.

**Размеры:** диаметр несущего винта 13,41 м; длина фюзеляжа с вращающимися винтами 16 м; высота 4,41 м; площадь, ометаемая несущим винтом, 116,78 кв. м.

### 1.3.6. Беспилотные летательные аппараты

Беспилотный летательный аппарат (БПЛА, реже БЛА; в разговорной речи также «беспилотник» или «дрон», от англ. drone – трутень) – летательный аппарат без экипажа на борту.

БПЛА могут обладать разной степенью автономности – от управляемых дистанционно до полностью автоматических, а также различаться по конструкции, назначению и множеству других параметров. Управление БПЛА может осуществляться эпизодической подачей команд или непрерывно – в последнем случае БПЛА называют дистанционно пилотируемым летательным аппаратом.

Основным преимуществом БПЛА/ДПЛА является существенно меньшая стоимость их создания и эксплуатации (при условии равной эффективности выполнения поставленных задач) – по экспертным оценкам боевые БПЛА верхнего диапазона сложности стоят приблизительно \$6 млн дол. США, в то время как стоимость сопоставимого пилотируемого истребителя составляет около 100 миллионов долларов.

Недостатком БПЛА является уязвимость систем дистанционного управления, что особенно важно для БПЛА военного назначения.

Министерство обороны США разделяет БПЛА на пять групп по оперативным параметрам (табл. 1.4) [197].

По назначению: разведывательные; ударные (способные вести огонь по противнику самостоятельно).

Таблица 1.4. Группы БПЛА

Группа	Масса, кг	Рабочая высота, м	Скорость (узлов)	Пример	Двигатель
I	0-9	< 360	100	RQ-11 Raven	Электрический
II	9-25	< 1050	< 250	Scan Eagle	1 ПД 1.5 л.с.
III	< 600	< 5400	< 250	RQ-7 Shadow	1 ПД AR-741
IV	> 600	< 5400	Любая	MQ-9 Reaper	ТВД Honeywell TP331-10, 670 кВт
V	> 5400	> 5400	Любая	RQ-4 Global Hawk	ТРДД Allison Rolls-Royce AE3007H с тягой 31,4 кН

В качестве примера рассмотрим типичный разведывательно-ударный беспилотник, широко эксплуатирующийся военно-воздушными силами США.

**БПЛА Checker** [212] (рис. 1.27) – многоцелевой БПЛА, разработанный американской фирмой Northrop. Основное назначение БПЛА – применение в роли беспилотной мишени. БПЛА оборудован турбореактивным двигателем Williams, развивающим тягу 820 Н. При взлете БПЛА используются два реактивных ускорителя, подвешенных под крыльями. Управление БПЛА – радиокомандное с земли. Несколько подобных БПЛА использовались в армии Израиля во время так называемой войны Йона Киппура. Им было присвоено кодовое обозначение **Telem**. БПЛА использовались для обнаружения объектов ПВО противника. Для этих целей Telem был оснащен фотокамерой. После окончания войны БПЛА были модернизированы – фотокамеры были заменены на видеокамеры.



Рис. 1.27. Многоцелевой беспилотник Checker взлетает со стартовыми ускорителями

**Геометрические данные:** размах крыла 1,76 м; длина 3,8 м; высота 0,71 м; площадь крыла 4,2 м<sup>2</sup>.

**Масса** пустого – 106 кг; взлетная 223 кг.

**Силовая установка:** один турбореактивный двигатель Williams с тягой 820 Н.

**Летные данные:** максимальная скорость 927 км/ч; дальность полета 3200 км; практический потолок 4050 м.



### 1.3.7. Танки

В 70-е годы в нашей стране было освоено серийное производство танков Т-80 с газотурбинной силовой установкой. Газотурбинный двигатель на танке надежнее и проще в обслуживании; позволяет использовать различные виды топлива (керосин, дизельное топливо или их смесь в особых пропорциях); повышает проходимость сложных трасс (болот, глубоких снегов, зыбучих песков); повышает среднюю скорость движения; многократно уменьшает время запуска, особенно при низких температурах окружающего воздуха; снижает заметность (по уровню шума и дымности выхлопных газов); уменьшает утомляемость экипажа и объем работ по обслуживанию силовой установки [93].

Правда, еще раньше (в 60-е годы) в Швеции появился танк STRV 103, который оснащался комбинированной силовой установкой (дизель К-60 мощностью 176 кВт и ГТД Боинг 553 мощностью 360 кВт), трансмиссия установки позволяла использовать мощность как от двух двигателей одновременно, так и от каждого двигателя по отдельности.

Танк США Абрамс М1 серийно выпускается с 1980 г. Он оснащен газотурбинным двигателем AGT-1500 фирмы AVCO Lycoming мощностью 1190 кВт, выполненным в едином блоке с автоматической гидромеханической трансмиссией (рис. 1.28). Блок массой 3860 кг может быть заменен менее чем за 1 час. Выбор для танка газотурбинного двигателя связан с рядом его преимуществ по сравнению с дизелем той же мощности: меньшая масса, относительная простота конструкции, повышенная надежность и ресурс.



Рис. 1.28. Танк Абрамс М1

AGT-1500 представляет собой трехвальный двигатель с двухкаскадным осецентрированным компрессором, тангенциальной камерой сгорания, свободной силовой турбиной с регулируемым сопловым аппаратом и стационарным кольцевым пластинчатым теплообменником. Сопловые и рабочие лопатки I ступени турбины высокого давления охлаждаются воздухом, отбираемым на выходе из компрессора. Максимальная температура газа  $T_r^* = 1466$  К.

Продолжительное время танк Abrams оснащался вспомогательной силовой установкой (ВСУ), обеспечивающей электропитание бортовых систем танка без включения (а следовательно, и без расходования ресурса) основной силовой установки или расхода заряда аккумуляторов на протяжении 7,5...8 часов. ВСУ на базе дизеля мощностью 2 кВт размещалась в бронированном ящике возле башни.

Основным недостатком применения ГТД на танке является повышенный расход топлива и воздуха (в результате система воздухоочистки занимает втрое больший объем по сравнению с дизелем).

Как показала эксплуатация отечественного танка Т-80 (рис. 1.29), средний расход топлива на 1 км пробега в 1,6...1,8 раза выше, чем у аналогичного танка Т-72 с дизелем. Одновременно была выявлена необходимость повышения мощности ГТД для дальнейшего улучшения динамических характеристик танка. Был запущен в серийное производство двигатель ГТД-1100 мощностью 809 кВт, а затем – двигатель ГТД-1250 мощностью 920 кВт.



Рис. 1.29. Танк Т-80

Развитие танковых ГТД всегда имело много критиков как среди разработчиков танков, так и среди военных, которые их эксплуатировали. Благодатной почвой для критики являлся больший, по сравнению с дизелем, километровый расход топлива и труднорешаемая проблема очистки запыленного воздуха.

Решение проблемы топливной эффективности рассматривается либо по пути увеличения параметров рабочего процесса с одновременным улучшением КПД лопаточных машин, либо путем применения регенерации теплоты при умеренных значениях  $\pi_k^*$ .

Проблема работоспособности танкового ГТД в запыленном воздухе связана с повышенным износом лопаток компрессора, образованием жидких пленок расплавленного песка (пыли), что может приводить к значительному изменению расходных характеристик турбины и снижению эффективности работы охлаждающего воздуха. Вследствие этого эффективная сепарация песка (пыли) на входе в двигатель, методы очистки поверхностей проточной части от отложений пыли продолжают оставаться первостепенной задачей.

### *1.3.8. Морские и речные суда*

В мире строятся и эксплуатируются морские суда с дизельными и газотурбинными двигателями. Самыми высокотехнологичными (инновационными) являются газотурбинные двигатели, которые по сравнению с дизельными имеют:

- большую удельную мощность, до 6 кВт/кг;
- существенно меньшую массу;
- меньшие габаритные размеры;
- меньший объем двигательного отсека;
- большую скорость и большую маневренность;
- большую дальность плавания;
- возможность использовать в качестве топлива любого горючего (бензин, керосин, дизельное топливо, мазут, природный газ, судовое топливо, спирт, измельченный уголь и т.п.);
- меньший шум;
- лучшие условия работы моряков;
- существенно меньшее загрязнение окружающей среды.

Морские ГТД первого поколения устанавливались на торпедных катерах и противолодочных кораблях.

Газотурбинные агрегаты второго поколения имели улучшенную экономичность (300...329 кг/(кВт·ч)), газовый реверс, межредукторную передачу, обеспечивающую работу одним маршевым двигателем на два гребных винта. ГТД стали устанавливаться на корабли с подводными крыльями и воздушной подушкой.

В 60-е годы газотурбинные установки стали применяться на кораблях-экранопланах. Экранопланы выгодно отличаются от обычных кораблей тем, что способны развивать скорость 450...470 км/ч, а их перемещение практически не ограничено – моря, реки, болотистая местность, снега, льды и ровная суша способны служить для создания «экрана». В отличие от самолета, экранопланы более экономичны и способны принимать на борт большие по массе грузы. В качестве силовых установок экранопланов использовались ТРДД, ТВД.

Интересным примером применения ГТД на речном транспорте является судно на подводных крыльях «Буревестник». Оно было введено в эксплуатацию в 1964 г. На нем были установлены два ТВД АИ-20, переделанные в ГТД со свободной турбиной. Такая конструкция судна с газотурбинной силовой установкой обеспечивала скорость движения 90...100 км/ч. «Буревестник» до 1970 г. эффективно обеспечивал пассажирские перевозки на линии Куйбышев-Ульяновск-Казань-Горький.

При проектировании ГТД для водного транспорта необходимо учитывать, на каком виде воды он будет эксплуатироваться, с каким уровнем соли, с тем чтобы обеспечить выполнение особых требований защиты от коррозии, фильтрации воздуха и др. Примером такого подхода является немецкий катер SeaSonic 30. ГТД для него развивает мощность 588 кВт (800 л.с.), с максимальным крутящим моментом 2,4 кН·м. У такого двигателя отсутствует вибрация, свойственная поршневым двигателям, интервал обслуживания составляет 2500 часов. Масса установленного двигателя составляет 173 кг, включая редуктор.

### ***1.3.9. Наземные транспортные средства***

Малоразмерные ГТД используются в наземном транспорте в качестве силовых установок в автомобилях, автобусах и мотоциклах. Главными особенностями двигателей, обеспечивающими достижения в автомобильной промышленности, являются: надежный запуск в холодную погоду, способность работать на самых разнообразных топливах,

отсутствие необходимости в антифризе, способность двигателя не глохнуть при внезапной перегрузке, осуществление работы без вибраций, пониженная масса двигателя. Но для наземного применения ГТД имеют и минусы: высокий нагрев элементов двигателя, отсутствие «торможения двигателем», очень важного на дороге, высокие выбросы окиси азота, повышенный расход топлива, высокая стоимость.

Для преодоления отсутствия «торможения двигателем» были предложены: механизм поворота топливных форсунок и поворотных лопаток соплового аппарата свободной турбины. Неприятными проблемами ГТД для концепт-каров остаются: сильный нагрев, большой расход топлива в городских условиях и, что особенно важно для гоночных автомобилей, имеют задержку при начале движения, так как раскрутка турбины до максимальной частоты вращения занимает примерно две секунды.

Известным гоночным автомобилем с газотурбинным двигателем стал Lotus 56. Автомобиль был оснащен вертолетным ГТД СТ, размещенным за спиной гонщика. При этом отсутствовали коробка передач и сцепление, а также система охлаждения двигателя. Машина имела привод на все колеса и клиновидную форму кузова. Хотя автомобиль получился достаточно быстрым, но ненадежным. Кроме того, двигатель потреблял в 2,5 раза больше топлива, чем обычные гоночные машины Формулы 1 с поршневыми двигателями.

Гибридный электрический автобус сочетает в себе электрическую силовую установку с газотурбинным двигателем. Автобус работает от аккумулятора, а когда батарея истощается, ГТД СТ через генератор ее подзаряжает. Такая комбинированная установка дает определенные преимущества – быстрый разгон, мал шумная работа, более высокая энергоэффективность. Гибридные автобусы снижают выбросы и расход топлива, обеспечивая при этом производительность, которую требуют транзитные маршруты. Такие автобусы используются в Японии, Великобритании, США, Китае и многих других странах.

Самая распространенная марка мотоцикла с газотурбинным двигателем – MTG-Superbike (рис. 1.30). Такие мотоциклы способны на скорость от 0 до 365 км/ч за 15 секунд. Это самые дорогие мотоциклы в мире. Двигатель имеет массу 60 кг и может работать на керосине и на дизельном топливе. Вместимость топливного бака около 40 литров. В качестве ГТД используется вертолетный ГТД RR Allison 250 с мощностью 283 кВт (380 л.с.).



Рис. 1.30. Мотоцикл с ГТД

## 1.4. Особенности рабочего процесса МГТД

### *1.4.1. Методические основы термогазодинамического расчета авиационных МГТД*

Отечественная авиационная наука накопила значительный опыт по формированию методик разной детализированности для термогазодинамического расчета газотурбинных двигателей разных типов и различного назначения. В первую очередь следует назвать основополагающую работу Б.С. Стечкина [127] «Теория воздушно-реактивного двигателя», выпущенную в 1929 г.

В дальнейшем под руководством Б.С. Стечкина был создан коллективный труд «Теория авиационных двигателей» в двух частях, изданный в издательстве Оборонгиз в 1956 году (ч.1) и в 1958 году (ч.2).

Методические основы термогазодинамического расчета авиационных ГТД развивались в 50-60-е годы в работах Н.В. Иноземцева, И.И. Кулагина, Т.М. Мелькумова, К.В. Холщевникова.

В дальнейшем вышли работы Ю.Н. Нечаева, Р.М. Федорова, С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова, М.М. Масленникова, В.М. Акимова, Ю.Г. Бехли, Ю.Н. Шальмана.

Безусловно, развитие теории базировалось на богатейшем практическом опыте создания реальных авиационных двигателей в коллективах, возглавляемых А.М. Люлькой, А.А. Микулиным, Б.С. Стечкиным, Н.Д. Кузнецовым, С.К. Туманским, В.А. Добрыниным, В.А. Лотаревым, А.Г. Ивченко, П.А. Соловьевым.

Значительная роль в разработке газотурбинных двигателей принадлежит ведущим научным сотрудникам ЦИАМ. Заметным вкладом

в формирование математических моделей рабочего процесса вертолетных ГТД со свободной турбиной, учитывающих влияние малоразмерности, являются работы ЦИАМ [82] и СГАУ [19]. В последней работе модель рабочего процесса дополнена методикой обеспечения заданного назначенного ресурса двигателя, что может заметно расширить разрабатываемые проекты ГТД СТ.

Весьма заметное место в этом процессе занимают ученые и преподаватели высших учебных заведений. Особо среди них следует назвать трижды переизданный учебник «Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок» в 2 книгах, подготовленный под руководством профессора В.В. Кулагина.

Уровень моделей, которые в настоящее время используют при термогазодинамических расчетах, весьма высок. Расхождение в результатах, получаемых по методикам разных авторов, не превышает 0,2-0,5 %.

Расчет газотурбинных двигателей обычно проводится последовательно от параметров на входе до параметров на выходе. Поскольку вначале расчета для соответствующих значений  $P_{дв}$ , ( $N_{э\ дв}$ ,  $N_{е\ дв}$ ) расход воздуха на входе в компрессор  $G_v$  неизвестен, термодинамический расчет проводится для 1 кг/с расхода воздуха. Действительное его значение определяется после вычисления  $P_{уд}$ , ( $N_{э\ уд}$ ,  $N_{е\ уд}$ ).

Для ГТД с многовальным газогенератором методика дополняется раздельным назначением для каскадов низкого, (среднего) и высокого давления значений  $\pi_k^*$ ,  $\eta_k^*$ ,  $\eta_t^*$ ,  $\eta_M$ ,  $\bar{N}_{отб}$ ,  $\bar{G}_{охл}$ ,  $\bar{G}_{отб}$ ,  $\bar{G}_{ут}$ . Дополнительно задаются коэффициенты потерь давления заторможенного потока в переходниках между компрессорами и между турбинами каскадов. Температура воздуха на входе в компрессор (среднего) высокого давления принимается равной температуре на выходе из компрессора низкого (среднего) давления. Суммарная степень повышения давления  $\pi_k^* = \pi_{к\ НД}^* (\pi_{к\ СД}^*) \pi_{к\ ВД}^* \sigma_{перех}$ . При выполнении расчета для каждого каскада используются соответствующие уравнения удельной работы, баланса мощностей и т.д. с подстановкой для каждого каскада своих параметров. При этом учет влияния изменения истинной теплоемкости  $c_{p\ в}$  и продуктов сгорания  $c_{p\ г}$  по температуре можно осуществлять по-разному.

Либо для учета влияния  $c_p = var$  используют среднее значение удельной теплоемкости в интервале температур от начала до конца

каждого термодинамического процесса, соответствующее средней арифметической температуре  $T_{\text{cp}}^* = 0,5(T_{\text{в}}^* + T_{\text{к}}^*)$ . Этот метод требует ряда последовательных приближений, увеличивающих трудоемкость расчета.

Иногда для избежания последовательных приближений заранее назначают средние значения  $c_p$  и  $k$  в зависимости от максимальной температуры процесса [7].

Развитие аналитических методов расчета ГТД привело к более точному учету изменений теплоемкости в рабочем процессе без последовательных приближений [126, 135]. При этом используются истинные значения теплоемкостей рабочего тела вместо их средних значений. В начальной стадии проектирования обычно исследуется семейство ГТД с разными значениями параметров рабочего процесса ( $\pi_{\text{к}}^*$ ,  $T_{\text{г}}^*$ , ...). Современные методики при этом должны позволять проводить расчеты в условиях  $\eta_{\text{ад ЛМ}} = \text{const}$ ,  $\eta_{\text{пол ЛМ}} = \text{const}$  и  $\eta_{\text{пол ЛМ}} = \text{var}$ . Относительный расход топлива определяется по соответствующим значениям энтальпий для воздуха ( $\alpha = \infty$ ) и продуктов сгорания стехиометрического состава ( $\alpha = 1$ ) на основе выражения

$$q_m = \frac{G_m}{G_{\text{в КС}}} = \frac{(i_{\text{г}}^* - i_{\text{к}}^*)_{\alpha=\infty}}{H_u \eta_{\text{г}} - (1 + L_0)(i_{\text{г}}^* - i_{\text{к}}^*)_{\alpha=1} + L_0(i_{\text{г}}^* - i_{\text{к}}^*)_{\alpha=\infty}}, \quad (1.2)$$

где  $H_u = H_{u0} + L_0(i_{\text{к}}^* - i_{273}^*)_{\alpha=\infty} - (1 + L_0)(i_{\text{к}}^* - i_{273}^*)_{\alpha=1}$ .

Величину  $H_{u0}$  для стандартного углеводородного топлива типа керосина можно принять  $H_{u0} = 42900$  кДж/кг при  $L_0 = 14,78 \frac{\text{кг ВОЗД}}{\text{кг ТОПЛ}}$ .

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

$$i_{\text{КС}}^* = \frac{G_{\text{г}} i_{\text{г}}^* - i_{\text{охл}} (1 - v_{\text{охл ПЛ СА ВД}}) G_{\text{В1}}}{G_{\text{г}} - G_{\text{В1}} (1 - v_{\text{охл ПЛ СА ВД}})}. \quad (1.3)$$



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

$$i_{CA}^* = \frac{G_{\Gamma} i_{\Gamma}^* + i_{\text{охл}} (1 - v_{\text{охл CA ВД}}) G_{\text{В1}}}{G_{\Gamma} + G_{\text{В1}} (1 - v_{\text{охл CA ВД}})}. \quad (1.4)$$

Расчет процессов в камере сгорания, турбинах ВД, (СД), НД и выходном устройстве ведется при истинных значениях коэффициента избытка воздуха на основе методик [126, 135].

Созданы условия для выполнения требований по обеспечению назначенного ресурса двигателя. Для этого при выполнении расчетов семейства ГТД ( $\pi_k^* = \text{var}$ ,  $T_{\Gamma}^* = \text{var}$ , ...) выдерживается заданный уровень допустимой температуры деталей турбины и эффективность ее системы охлаждения.

#### **1.4.2. Особенности математических моделей малоразмерных ГТД**

Для проектирования МГТД требуются математические модели рабочего процесса, которые отличаются от известных моделей полноразмерных двигателей. Главное отличие – дополнительная многомерная функциональная связь: кроме обычных связей параметров рабочего процесса ( $\pi_k^*$ ,  $T_{\Gamma}^*$ ,  $m$ , ...) с его основными техническими данными ( $P_{\text{дв}}$ ,  $P_{\text{уд}}$ ,  $C_{\text{уд}}$ ,  $M_{\text{дв}}$ ) необходима связь ОТД с размерностью двигателя.

При этом варьирование параметров рабочего процесса при их оптимизации требует:

- выдерживать заданный уровень исходного совершенства турбомашин;
- выдерживать заданный уровень допустимой температуры деталей турбины и эффективность системы охлаждения для обеспечения назначенного ресурса двигателя;
- выбирать наименьшее число оптимизируемых параметров.

При согласовании характеристик двигателя и ЛА на установившихся режимах такая модель обеспечивает решение следующих задач:

- выполнение проектного термогазодинамического расчета двигателя, т.е. определение комплекса величин, характеризующих удельные параметры ( $P_{дв}, C_{уд}$ ), и основных сечений проточной части ( $G_{вкр i}, F_{CAi}$ ), которые удовлетворяют требованиям по тяге (мощности);
- определяются характеристики двигателя с заданными сечениями проточной части на расчетных режимах для заданных внешних условий и параметров управления.

В качестве характеристик исходного уровня технического совершенства узлов МГТД используются: для компрессоров – величина политропического КПД, для турбин – величина КПД ступени неохлаждаемой турбины.

Определение политропического КПД компрессора производится по формуле

$$\eta_{кр} = \left( \pi_{кр}^{*k} - 1 \right) / \left( \pi_{кр}^{*k} \eta_{кр}^{пол} - 1 \right), \quad (1.5)$$

где  $\pi_{кр}^*$  – степень повышения давления в компрессоре на расчетном режиме;

$k$  – показатель адиабатического процесса в компрессоре с учетом переменной теплоемкости.

Варьирование величиной  $\pi_{кр}^*$  в оптимизационных задачах создает существенные сложности при получении характеристик компрессора под заданное (расчетное) значение степени повышения давления. Обычно для решения этой проблемы используют аппроксимацию обобщенных характеристик компрессоров. Однако их применение на этапе начального проектирования не всегда является удобным. Для одних методов требуется сложная предварительная подготовка, другие имеют заданные ограничения по диапазону применения либо невозможность использования новой характеристики конкретного компрессора.

В определенной мере лишена этих недостатков методика представления характеристик компрессоров с помощью квадратичной аппроксимации и интерполяции сплайн-функциями [61] либо на основе искусственных нейронных сетей [30].

Под необходимое значение  $\pi_{кр}^*$  развертывается нужное сечение обобщенной характеристики (рис. 1.31 и 1.32).

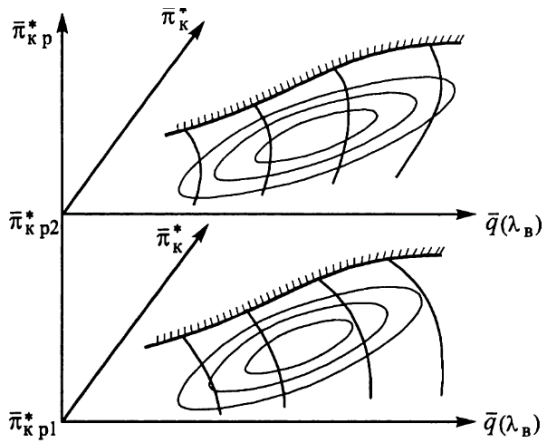


Рис. 1.31. Обобщенные характеристики семейства компрессоров

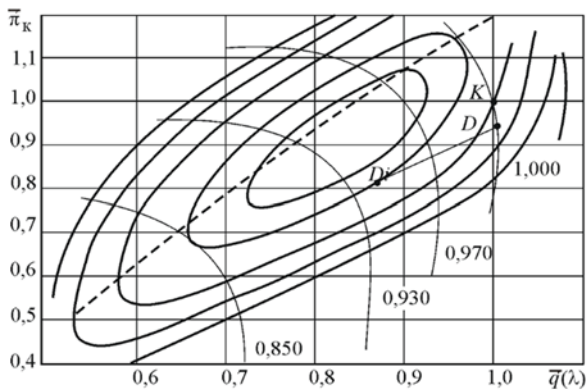


Рис. 1.32. Пример развернутого сечения обобщенной характеристики для компрессоров с  $\pi_{кp}^* = 9$

На нерасчетном режиме параметры компрессора определяются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} \pi_{к}^* &= \pi_{к \text{ расч}} \bar{\pi}_{к}; \\ G_{в \text{ пр}} &= G_{в \text{ пр расч}} \bar{q}(G_{в}); \\ \eta_{к} &= \eta_{к \text{ расч}} \bar{\eta}_{к} \cdot \end{aligned} \right\} \quad (1.6)$$

В качестве характеристики КС допустимо использовать известный подход, который предусматривает сохранение постоянными  $\eta_r$  и  $\sigma_{кс}$  на всех режимах работы камеры сгорания.

Если для турбины ВД значение КПД может быть принято неизменным, поскольку в диапазоне рабочих режимов имеет место сверхкритический перепад в ее сопловом аппарате, то для турбин НД и СТ такое условие не выполняется. Поэтому для расчета этих турбин использованы обобщенная характеристика турбины  $\eta_r = f(Y_T)$  и методика расчета параметров ступени на нерасчетном режиме [97].

Обычно для дозвуковых МГТД рассматриваемого типа (ТРД, ТРДД, ТВД) в качестве постоянной величины принимается коэффициент скорости  $\varphi_c$ . Выходные устройства ГТД СТ весьма сложны по конфигурации и имеют значительную диффузорность. На нерасчетных режимах величина  $\pi_c$  зависит от характеристики выходного устройства, которая может быть представлена следующим выражением:

$$(\pi_c - 1) \left( \frac{P_{TCT}^*}{G_{Гс} \sqrt{T_{TCT}^*}} \right)^2 = (\pi_{c \text{ расч}} - 1) \left( \frac{P_{TCT}^*}{G_{Гс} \sqrt{T_{TCT}^*}} \right)^2. \quad (1.7)$$

Для нерасчетных режимов можно принять

$$\sigma_{\text{вых}} = 1 - bM_{T \text{ расч}}^2, \quad (1.8)$$

где  $M_{T \text{ расч}}$  – расчетное число М за свободный турбиной, величина  $M_T$  определяется по

$$q(\lambda_{T \text{ расч}}) = \frac{P_{T \text{ расч}}^* G_{Гс}}{P_T^* G_{T \text{ расч}}} \sqrt{\frac{T_T^*}{T_{T \text{ расч}}^*}}. \quad (1.9)$$

Для выполнения проектного расчета и расчета эксплуатационных характеристик обычно применяют одинаковые модели.

### ***1.4.3. Метод учета заданной величины назначенного ресурса при оптимизации параметров рабочего процесса МГТД***

Повышение температуры газа перед турбиной является важнейшим средством совершенствования двигателя. Однако это одновременно ведет к увеличению разницы между температурой газа и рабочими температурами, приемлемыми для материалов, используемых

для изготовления рабочих и сопловых лопаток, а также турбинных дисков. Влияние этой разницы можно компенсировать совершенствованием интенсивности охлаждения этих деталей. Наибольшую трудность представляет обеспечение надежной работы рабочих лопаток. Они являются наиболее уязвимыми деталями газовых турбин и во многом определяют ресурс всего двигателя. Достаточная прочность охлаждаемых лопаток и их ресурс достигается в значительной мере обеспечением заданной температуры материала лопатки при выборе той или иной системы охлаждения.

Для оценки эффективности системы охлаждения используют коэффициент глубины охлаждения:

$$\theta = \frac{T_{\Gamma}^* - T_{\text{л}}}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{охл}}^*}, \quad (1.10)$$

где  $T_{\Gamma}^*$ ,  $T_{\text{л}}$ ,  $T_{\text{охл}}^*$  – температуры газа перед турбиной, наружной поверхностью лопаток и охлаждающего воздуха (определяемой главным образом величиной  $\pi_{\text{к}}^*$ ) соответственно.

На рис. 1.33 приведены зависимости  $\theta = f(\bar{G}_{\text{в охл}})$  для различных схем охлаждения [16, 57, 102, 146]. Расходы охлаждающего воздуха для высокотемпературных турбин при  $\theta_{\text{max}}$  могут достигать 14...15 %, а для турбин с меньшим уровнем температур – 6...8 % [65].

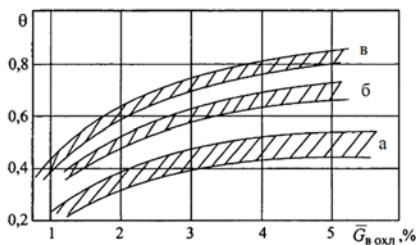


Рис. 1.33. Взаимосвязь глубины охлаждения и потребного расхода охлаждающего воздуха различных схем охлаждения:

а – конвективное; б – конвективно-плёночное; в – плёночное

Рост температуры охлаждающего воздуха при увеличении  $\pi_{\text{к}}^*$  снижает эффективность охлаждения, требуя все большего относительно

расхода охлаждающего воздуха (рис. 1.34). А это, в свою очередь, снижает эффективность ГТД, главным образом за счет повышения удельного расхода топлива.

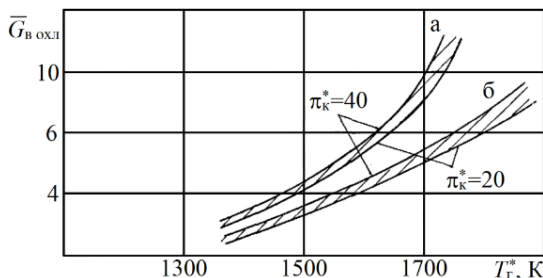


Рис. 1.34. Зависимость  $\bar{G}_{в\text{ охл}}$  от  $T_{\Gamma}^*$  [57]:  
а – конвективно-пленочное; б – конвективное

Используя зависимости  $\theta = f(\bar{G}_{в\text{ охл}})$  и  $\bar{G}_{в\text{ охл}} = f(T_{\Gamma}^*)$ , типа представленных на рис. 1.33 и 1.34, можно для произвольного сочетания значений  $T_{\Gamma}^*$  и  $\pi_k^*$  определить требуемый расход охлаждающего воздуха для обеспечения постоянной температуры лопатки  $T_l$  при выбранной схеме охлаждения.

Известно, что расчет лопаток на прочность заключается в определении действующих напряжений  $\sigma$  и сравнении их с допустимыми. Важным критерием прочности лопаток является запас прочности по напряжениям [63]:

$$K_{\sigma} = \frac{\sigma_t^T}{\sigma}, \quad (1.11)$$

где  $\sigma_t^T$  – предел длительной прочности;  
 $\sigma$  – действующее напряжение.

Так как лопатки турбин МГТД работают на многих режимах (т.е. испытывают разные напряжения, при разных температурах и разной продолжительности), то каждому режиму соответствуют частные запасы прочности  $K_{\sigma i}$ . Надежность лопатки и ее ресурс оцениваются по данным о повреждаемости материала лопатки за время нахождения ее под нагрузкой и возможности суммирования повреждений на основных режимах работы лопатки на основе гипотезы линейного суммиро-

вания повреждений [14]. Под повреждаемостью понимается отношение времени работы  $t_i$  на каком-либо режиме с определенным напряжением  $\sigma_i$  при температуре  $T_i^*$  к времени, через которое наступает разрушение при данных  $\sigma_i$  и  $T_i^*$ :

$$\Delta\Pi_i = \frac{t_i}{t_{i \text{ раз}}}. \quad (1.12)$$

На этой основе в [14] получено выражение для определения интегрального запаса прочности, учитывающего работу детали на различных режимах работы двигателя:

$$K_\sigma = \frac{1}{\sqrt[m]{\sum_{i=1}^z (1 / K_{\sigma i})^m}}, \quad (1.13)$$

где  $m$  – показатель степени, который зависит от температуры и материала лопатки;

$z$  – число режимов.

Минимальное значение частного запаса прочности  $K_{\sigma i}$  обычно имеет место на взлетном режиме, поэтому  $K_\sigma \approx K_{\sigma \text{ взл}}$ . Это позволяет определять расчетный ресурс лопатки на основе времени, соответствующего работе с пределом длительной прочности, принятым при расчете  $K_{\sigma \text{ взл}}$ :

$$t_{\text{рес}} = \frac{t_{p \text{ взл}}}{t_{\text{взл}}}, \quad (1.14)$$

где  $t_{p \text{ взл}}$  – время работы двигателя на взлетном режиме за его назначенный ресурс;

$\bar{t}_{\text{взл}} = \frac{t_{\text{взл}}}{t_{\text{п}}}$  – относительное время работы двигателя на взлетном

режиме за полетный цикл.

Тогда допустимую температуру лопатки, учитывая назначенный ресурс, можно оценить на основе  $t_{p \text{ взл}}$  выбранного материала и уровня напряжений. В работе [14] приведена диаграмма, связывающая  $\sigma_{\text{тр}}$ ,  $t_p$  и  $T_{\text{л}}$ . С помощью этой диаграммы можно определить изменение  $T_{\text{л доп}}$  при изменении ресурса двигателя.

В работе [63] приведена зависимость, связывающая предел длительной прочности и время наработки до разрушения:

$$\sigma_i^m t_p = C(T), \quad (1.15)$$

где  $C(T)$  – постоянная, зависящая только от температуры;

$m$  – показатель степени, который зависит от температуры и материала.

На основе приведенных зависимостей можно заключить, что при проведении оптимизации параметров рабочего процесса МГТД при условии  $T_{г\text{ доп}}^* = \text{const}$  позволяет сохранить одинаковый уровень назначенного ресурса двигателя при варьировании  $\pi_k^*$  и  $T_g^*$  для заданного полетного цикла.

Необходимо отметить, что при определении температуры лопаток рабочих колес в турбине целесообразно иметь возможность учитывать снижение температуры газа в относительном движении. На начальном этапе проектирования (пока еще не выполнен детальный расчет ЛМ) такой учет может быть выполнен за счет задания  $\Delta T_w^* = 40...70$  К на основе статистических данных.

### **1.5. Общая характеристика фирм, разрабатывающих МГТД**

Авиационные двигатели относятся к сложным техническим изделиям. Они создаются коллективами разработчиков, которые решают огромное количество проблем научного и технического плана. Итогом этой работы являются совершенные современные образцы техники – авиационные двигатели.

Данная работа, в основном опираясь на результаты практической разработки и создания малоразмерных двигателей, на полученные результаты авторов, на привлекаемые результаты других авторов, является творческим осмыслением практических и научных итогов в области развития и путей совершенствования МГТД. Ниже приведены основные фирмы и предприятия, которые работают в этом направлении. Авторы с особым уважением и благодарностью использовали их результаты для анализа и подтверждения основных положений данной книги.



## Отечественные фирмы

**ФГУП «ОМСКОЕ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ ИМ. БАРАНОВА»** [2, 5, 55, 67]



«Омское моторостроительное объединение им. П.И. Баранова», основанное в 1916 году, является одним из старейших и крупнейших предприятий по производству авиационных двигателей в России и единственным в регионе от Урала до Дальнего Востока. Завод награжден тремя орденами – орденом Трудового Красного Знамени, орденом Ленина, орденом Октябрьской Революции.

Согласно Указу Президента РФ № 1039 от 11 августа 2007 года было принято решение о вхождении «ОМО им. П.И. Баранова» в состав ФГУП «Научно-производственный центр газотурбостроения «Салют». С 4 марта 2011 года «ОМО им. П.И. Баранова» стало филиалом ФГУП «НПЦ газотурбостроения «Салют». С 7 апреля 2015 года в связи с произошедшей реорганизацией головного предприятия в форме акционирования филиал называется: Филиал «Омское моторостроительное объединение им. П.И. Баранова» АО «НПЦ газотурбостроения «Салют».

Типы авиационных двигателей, изготавливаемых при участии филиала «ОМО им. П.И. Баранова»: АЛ21Ф-3 для самолетов Су-17, Су-22, Су-24; РД-33 для самолетов МиГ-29; ТВД-20 для самолетов Ан-3 и Ан-38; ТВ7-117С для самолетов Ил-114; ВСУ-10, ВСУ-10-02 для самолетов Ил-96-300, Ил-86, АИ-222-25 для самолета Як-130.

**ОМСКОЕ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО** [2, 5, 55, 67]



Приказом Министра авиационной промышленности СССР № 557 от 23.08.1955 г. для дальнейшего совершенствования двигателей АШ-82Т и АШ-82В на моторостроительном заводе им. П.И. Баранова был создан филиал ОКБ-19. Руководителем филиала был назначен Глушенков Валентин Андреевич, работавший заместителем главного конструктора Пермского конструкторского бюро. Перед коллективом филиала была поставлена задача осуществлять техническое руководство серийным выпуском двигателей АШ-82Т и АШ-82В на заводе им. П.И. Баранова, повышать надежность их работы путем совершенствования конструкции деталей и узлов, повышать ресурс двигателей.

На базе ОКБ-19 Приказом МАП СССР № 544С от 15.10.56 г. создается Государственное Союзное опытно-конструкторское бюро-29 (ОКБ-29) для продолжения работ по поршневым двигателям АШ-82Т и АШ-82В и разработки малоразмерных газотурбинных двигателей.

Первой разработкой, совместной с Центральным институтом авиационного моторостроения (ЦИАМ), был газотурбинный двигатель ГТД-1 мощностью 220 кВт.

Успехом ОКБ стало создание в 1964 г. силовой установки ГТД-3Ф для палубного вертолета Ка-25, состоящей из двух ГТД-3М мощностью 660 кВт и силового редуктора РВ-3М несущих винтов. Эти двигатели изготавливались серийно более 20 лет на ОМПО им. П.И. Баранова.

Приказом МАП СССР № 299 от 01.06.1965 г. ОКБ поручается создание турбовинтового двигателя ТВД-10 взлетной мощностью 690 кВт для самолета Бе-30 конструкции главного конструктора Бериева Г.М. Самолет предназначался для местных пассажирских линий.

На основе опыта, полученного при разработке ГТД-1, коллектив ОКБ приступил к разработке нового газотурбинного двигателя небольшой мощности, выполненного по одновальной схеме – ГТД-5 (ГТД-40), предназначенного для привода высокочастотного генератора С-20 мощностью 20 кВт на самоходной ракетной установке. Особенность конструкции двигателя заключалась в применении центростремительной турбины и возможности применения двух видов топлива: керосин и дизельное топливо.

Заложенный при разработке двигателя ТВД-10 высокий технический уровень конструктивных решений позволил создать ряд его модификаций: ТВД-10Б – для пассажирского самолета местных авиалиний Ан-28; ТВД-20 – для одномоторного самолета с/х авиации Ан-3, а также модификация этого двигателя для самолета Ан-38.

По результатам большой проделанной работы в январе 1982 г. был утвержден «Акт по результатам Государственных 300-часовых стендовых испытаний вспомогательного газотурбинного двигателя ВСУ-10, предназначенного для запуска двигателей и питания бортовых систем электроэнергией и сжатым воздухом на самолете Ил-86».

Специалисты ОКБ принимали участие в работах по переоборудованию первого самолета Ан-2 в Ан-3.

Разработаны модификации двигателя ТВД-20 для применения:

- ТВД-20-01 – транспортный самолет Ан-3Т;

- ТВД-20-01Б – самолет Ан-3Т в сельскохозяйственном варианте;
- ТВД-20-03Б – грузопассажирский самолет Ан-38-200.

Одним из достижений ОМКБ является создание турбовального двигателя ТВ-0-100 для вертолета Ка-126.

ОМКБ провело работы по созданию вспомогательного газотурбинного двигателя ВГТД-43 нового поколения с параметрами на уровне лучших зарубежных аналогов. ВГТД-43 предназначен для среднемагистральных самолетов типа Ту-204.

### **АЭРОСИЛА** [2, 5, 55, 67, 179]



НПП «Аэросила» – ведущая российская фирма по разработке и производству самолетных воздушных винтов, винтовентиляторов, вспомогательных газотурбинных двигателей (ВГТД), а также авиационных агрегатов различного назначения.

ОКБ образовано в 1939 г. для создания автоматических самолетных воздушных винтов и их гидромеханических систем управления.

В 1939 году началось серийное производство первого отечественного автоматического винта АВ-1 с металлическими лопастями конструкции К.И. Жданова для оснащения самолетов И-16, И-153. С этого момента самолеты России и бывшего СССР (кроме спортивных самолетов и легкомоторной авиации последних лет) оснащались воздушными винтами, созданными «Аэросилой».

В период бурного развития реактивной и спада турбовинтовой авиации «Аэросиле» было поручено еще одно технически емкое и принципиально новое для предприятия тематическое направление. И вот уже 45 лет коллектив занимается созданием вспомогательных газотурбинных двигателей с маркой ТА, предназначенных для запуска маршевых двигателей самолетов и вертолетов, кондиционирования кабин и салонов, питания электроэнергией бортовых систем, а также для использования в качестве наземных установок авиационного назначения.

Созданные на предприятии ВГТД устанавливаются на самолетах Ту-134А, Ту-154, Ту-154Б, Ту-154М, Ил-62М, Ил-76Т, Ил-76МД, Як-42, Ту-160, Ан-74, Ту-204, Ан-70 и других объектах.

Создание вспомогательных газотурбинных двигателей нового поколения: ТА-14, ТА18-100, ТА18-200. ВГТД ТА-14 и его модификации

предназначены для эксплуатации на самолетах Як-130, Ил-114, Ан-140 и вертолетах Ми-8, Ми-17, Ка-62.

Новый ВГТД, ТА18-200 эквивалентной мощностью 365 кВт для замены двигателя ТА12-60 на самолетах Ту-204, Ту-214, Ан-70 коренным образом отличается от своего предшественника современной цифровой системой управления.

Появление на авиационном рынке самолетов и вертолетов с новыми вспомогательными двигателями ТА14, ТА18-100 и ТА18-200 и их модификациями дает прекрасную возможность повысить конкурентоспособность современных самолетов и вертолетов страны.

**КЛИМОВ** [2, 5, 55, 67]



Опытное конструкторское бюро под руководством конструктора авиационных двигателей В.Я. Климova было создано в 1946 г. Впоследствии ОКБ выделилось в самостоятельный Опытный завод № 117, ныне – АО «ОДК-Климов».

«ОДК-Климов» – один из ведущих российских разработчиков вертолетных газотурбинных двигателей.

В 1962 г. разработаны двигатель ГТД-350 (рис. 1.35) и главный редуктор ВР-2 для вертолета Ми-2. При разработке компоновки двигателя ГТД-350 было принято решение взять за основу схему Allison Model 250, который в апреле 1959 г. начал проходить стендовые испытания. Схема американского двигателя привлекла тем, что камера сгорания располагалась за турбиной, что, в свою очередь, значительно сокращало длину валов и общую длину двигателя.

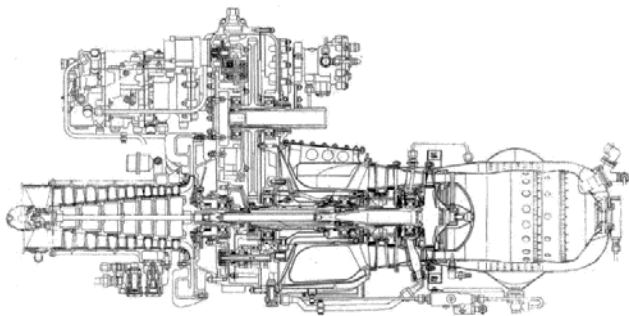


Рис. 1.35. ГТД-350

Внешняя кольцеобразная оболочка входного устройства используется в качестве маслобака. Компрессор осецентрибежный – семь осевых и одна центробежная ступени. Камера сгорания трубчатая с одной жаровой трубой. Турбина компрессора одноступенчатая. Свободная турбина – двухступенчатая.

В 1964 г. разработаны двигатель ТВ2-117 и главный редуктор ВР-8 для вертолета Ми-8.

Конструктивно ТВАД ТВ2-117 (рис. 1.36) состоит из десятиступенчатого осевого компрессора, имеющего направляющий аппарат с поворотными лопатками первых трех ступеней; кольцевой камеры сгорания с восемью горелками; двухступенчатой турбины компрессора; двухступенчатой свободной турбины.

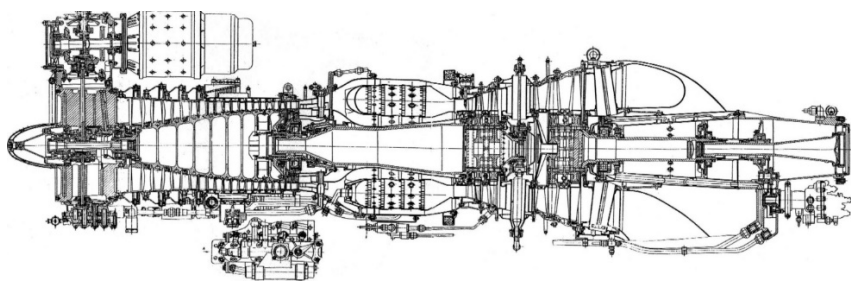


Рис. 1.36. Вертолетный двигатель ТВ2-117

В 1972 г. разработаны турбовальный двигатель ТВ3-117 и главные вертолетные редукторы для вертолетов КБ М.Л. Миля (Ми-8МТ, Ми-8МТВ, Ми-17, Ми-171) и Н.И. Камова (Ка-27, Ка-31, Ка-32 и их модификаций, Ка-50, Ка-52).

Схема двигателя ТВ3-117 (рис. 1.37) была выбрана аналогичной схеме, хорошо зарекомендовавшей себя в эксплуатации схемы ТВАД ТВ2-117. Газогенератор двигателя включал 12-ступенчатый осевой компрессор, кольцевую камеру сгорания и двухступенчатую турбину. Свободная турбина также состояла из двух ступеней.

В 2001 г. проведены государственные испытания турбовального двигателя ВК-2500 (рис. 1.38), который является дальнейшим развитием семейства двигателей ТВ3-117 и предназначен для установки на новые и модернизируемые вертолеты среднего класса.

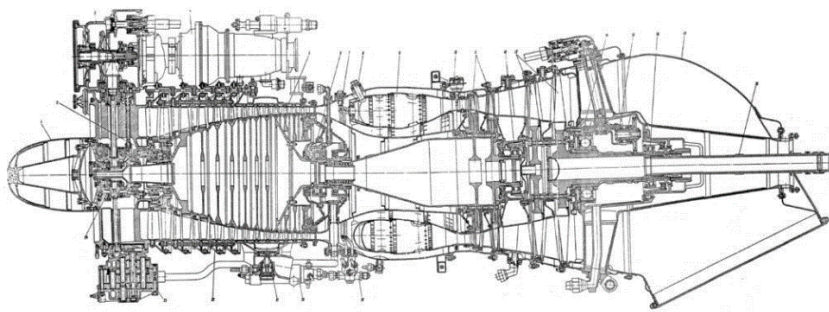


Рис. 1.37. Вертолетный двигатель ТВЗ-117



Рис. 1.38. ТВад ВК-2500

Чуть позднее на предприятии был разработан перспективный двигатель 5-го поколения в этой же размерности – ВК-3500. Он имел следующие конструктивные особенности:

- 2 – ступенчатый однороторный однокаскадный центробежный компрессор (спроектированный впервые в отечественной практике);
- противоточную кольцевую камеру сгорания с двухконтурными двухсоловыми центробежными топливными форсунками;
- двухступенчатую охлаждаемую турбину компрессора с двухопорным валом, не имеющим промежуточной опоры;
- двухступенчатую свободную турбину с возможностью вывода вала вперед и назад.

Двигатель ТВ7-117В для Ми-38 был спроектирован на основе ТВД ТВ7-117С, который к тому времени уже летал на опытных самолетах Ил-114. Двигатель в начале 2000-х гг. имел второе название ВК-3000ВК/ВМ.

Двигатель 5-го поколения ВК-800В (рис. 1.39) предназначен для эксплуатации в составе одно- и двухдвигательных вертолетов взлетной массой 2,5-5 т типа Ми-54, «Ансат», Ка-226.

Конструкция ВК-800В включает:

- радиальный воздухозаборник с защитной сеткой;
- одноступенчатый высоконапорный центробежный компрессор;
- кольцевую противоточную камеру сгорания;
- одноступенчатую турбину компрессора с воздушной завесой на входе в сопловой аппарат, охлаждаемыми вставками и диском рабочего колеса;
- одноступенчатую свободную турбину с охлаждаемым диском рабочего колеса. Вывод мощности от свободной турбины производится на главный редуктор вперед через промежуточный понижающий редуктор;
- понижающий редуктор, выполненный заодно с коробкой двигательных агрегатов;
- выходное устройство с осевым выходом.

Предприятие также известно разработкой двух газотурбинных танковых двигателей – ГТД-1000 и ГТД-1250.

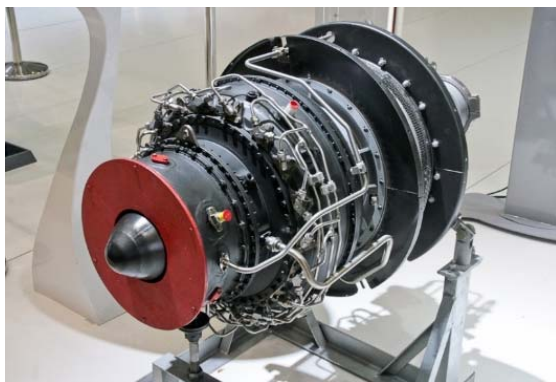


Рис. 1.39. ВК-800В

## **КАЛУЖСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ** [2, 5, 55, 67]



История предприятия началась в 1966 году, когда на базе одного из цехов Калужского турбинного завода и Калужского филиала научно-исследовательского автомобильного и автомоторного института было создано новое предприятие – Калужский опытный моторный завод. Сегодня ОАО «Калужский двигатель» – современное многопрофильное предприятие, высокомеханизованное и автоматизированное, оснащенное уникальным технологическим оборудованием.

Развитие производства на предприятии идет по нескольким направлениям. Прежде всего это производство сложной и наукоемкой продукции.

ОАО «Калужский двигатель» предлагает:

- газотурбинные двигатели малой мощности для применения в наземных энергетических установках (предприятие является единственным заводом, освоившим серийное производство газотурбинного двигателя малой мощности для применения в наземных энергетических установках);
- газотурбинные электростанции, минитеплоэлектростанции и газотурбинные автономные средства электроснабжения (адаптированные для работы как на жидком топливе, так и на природном газе).

Другое направление развития производства – это выпуск товаров народного потребления.

Газотурбинные двигатели производства ОАО «Калужский двигатель» применялись и продолжают успешно применяться на большинстве подвижных зенитно-ракетных комплексов российской армии, используются в качестве маршевых двигателей для танков Т-80 и большегрузных транспортных средств. Завод «Калужский двигатель» производит узлы и детали для самолетов и вертолетов российской авиации.

## **ПАО «ОДК-САТУРН»** [3]



ОАО «НПО «Сатурн» (ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн») – российская машиностроительная компания, спе-



специализирующаяся на разработке и производстве газотурбинных двигателей для военной и гражданской авиации и судов военно-морского флота. Штаб-квартира и основное производство расположены в городе Рыбинске Ярославской области.

В 1916 году на основе государственного кредита создан автомобильный завод в городе Рыбинске – АО «Русский Рено». В 1920 году завод был национализирован, в 1920–23 годах числился как Государственный автомобильный завод № 3, специализирующийся на ремонте автотранспорта. В 1924 году завод передан в систему предприятий авиационной промышленности и годом позднее получил наименование «завод № 26».

В 1935 году главным конструктором «завода № 26» становится В. Я. Климов.

В 1939 году создано конструкторское бюро В. А. Добрынина. В декабре 1941 года Рыбинский завод, КБ В. Я. Климова и Рыбинский авиационный институт имени Серго Орджоникидзе эвакуированы на площадки Уфимского авиадвигательного завода.

В 1943 году КБ В. А. Добрынина переведено в Рыбинск. В 1944 году возобновлен серийный выпуск продукции на Рыбинском заводе (завод № 36).

В 1992 году Рыбинский моторостроительный завод преобразован в открытое акционерное общество «Рыбинские моторы».



В 1997 году завершено объединение ОАО «Рыбинские моторы» и Рыбинского конструкторского бюро моторостроения.



 **РЫБИНСКИЕ МОТОРЫ**

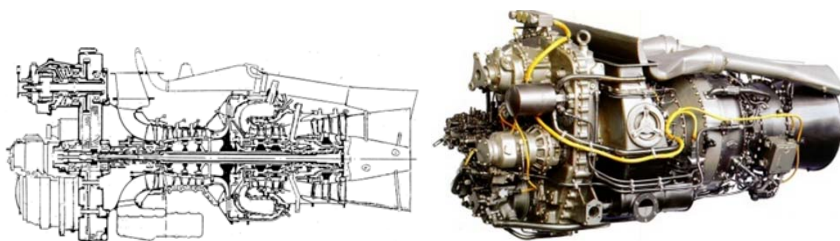


Рис. 1.40. ТВаД РД-600В

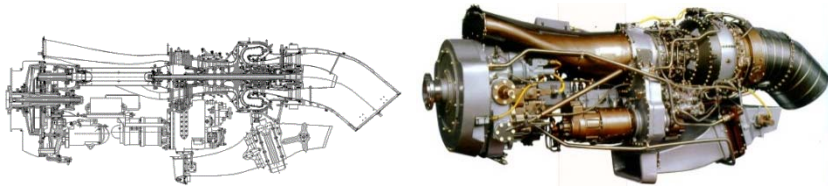


Рис. 1.41. ТВД РД-1500

В 1998 году рыбинский Волжский машиностроительный завод вошел в состав ОАО «Рыбинские моторы».

В 2001 году произошло слияние ОАО «Рыбинские моторы» и ОАО «А. Люлька – Сатурн», образовано ОАО «НПО «Сатурн».



ТРДД 36МТ [194]. Применяется в качестве маршевого двигателя в составе семейства авиационных тактических ракет типа Х-59М разработки ОАО «ГосМКБ «Радуга» (рис. 1.42).

В 2003 году открыто совместное предприятие «НПО «Сатурн» и Snecma Moteurs – PowerJet.



PowerJet

В 2005 году открыто «ВолгаЭро» – совместное производственное предприятие ОАО «НПО «Сатурн» и Snecma Moteurs.



В 2005 году в состав ОАО «НПО «Сатурн» вошло ОАО «ПАО «Инкар».

В декабре 2011 года ОАО «НПО «Сатурн» продало свою дочернюю компанию ОАО «Сатурн – Газовые турбины», занимающуюся наземными промышленными программами, ОАО «Управляющая компания «Объединенная двигателестроительная корпорация».

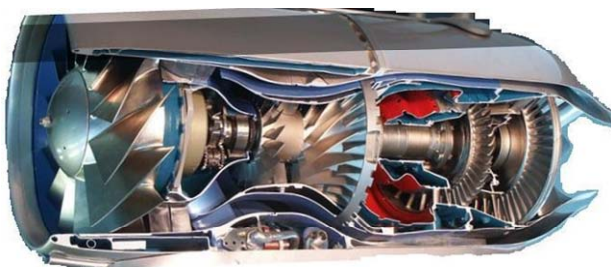


Рис. 1.42. ТРДД 36МТ

Собственники и руководство:

84 % акций НПО «Сатурн» принадлежит государству, 16 % – физическим лицам.

В соответствии с указом Президента РФ от 16 апреля 2008 года ОАО «НПО «Сатурн» входит в состав «Объединенной двигателестроительной корпорации».



### **ЦИАМ ИМ. П.И. БАРАНОВА [219]**



Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ) им. П.И. Баранова – ведущая научная организация в области авиационного двигателестроения. Датой образования подразделения института, являющегося в настоящее время отделом малоразмерных ГТД, может считаться 3 декабря 1930 г., когда при организации ЦИАМ в отделе бензиновых двигателей была создана лаборатория исследований рабочих процессов поршневых двигателей и систем их охлаждения. С 1952 года лаборатория прекратила работы по поршневым авиационным двигателям, и ее научно-техническая деятельность была переориентирована на исследования малоразмерных ГТД для вертолетов и других летательных аппаратов.

Лаборатория малоразмерных ГТД характеризовалась широким профилем успешной научно-исследовательской деятельности: исследования различных схем газотурбинных двигателей, в том числе с расположением их на концах лопастей несущего винта вертолета; применение безредукторной тихоходной турбины с непосредственным приводом несущего винта; газотурбинные двигатели для вертолетов, беспилотных летательных аппаратов, танков и других транспортных средств; применение ГТД в различных отраслях народного хозяйства: шахты, электростанции, зерносушилки и другие объекты народно-хозяйственного значения. В последующие годы тематика работ значительно расширилась и включала вертолетные газотурбинные двигатели, турбовинтовые и двухконтурные двигатели для легких самолетов, вспомогательные газотурбинные двигатели, двигатели для беспилотных летательных аппаратов. При широком фронте работ основные научные и экспериментальные исследования были направлены на получение научно-технического задела в области малоразмерных ГТД.

Важной составляющей деятельности ЦИАМ является научно-методическое сопровождение ОКР, выполняемых предприятиями двигателестроительной отрасли. При активном участии ЦИАМ были реализованы многочисленные проекты в области малоразмерных ГТД:

- создание ГТД для вертолетов и легких самолетов Д-25В, ГТД-3Ф, ГТД-350, ТВ2-117, ТВ3-117, Д-136, ТВД-10, ВК-2500, АЛ-55И, ТВ7-117 и их модификаций;
- создание нового класса двигателей – малоразмерные ТРДД для БЛА;
- создание вспомогательных газотурбинных двигателей ТА-8, ТА-12, АИ-9В, ВСУ-10, ТА-14, ТА-18-100/200;
- создание танковых газотурбинных двигателей ГТД-1000Т, ГТД-1250.

В ЦИАМ проводятся экспериментальные исследования воздействия эксплуатационных факторов (пылевой износ, тепловая волна и пр.) на характеристики МГТД, исследования пылезащитных устройств и теплообменников системы регенерации тепла, исследования по формированию направлений развития МГТД и разработке облика двигателей нового поколения для различных типов летательных аппаратов.

Деятельность ЦИАМ в области создания научно-технического задела по МГТД следующего поколения направлена на разработку «прорывных» технологий, обеспечивающих развитие МГТД в следующих ключевых направлениях:

- повышение удельных и ресурсных показателей, снижение стоимости двигателя за счет применения перспективных (в первую очередь, композиционных) материалов – «НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИЙ» ДВИГАТЕЛЬ;
- повышение эффективности узлов, совершенствование конструкции двигателя за счет развития 3D-методов проектирования и изготовления – «ТРЕХМЕРНЫЙ» ДВИГАТЕЛЬ;
- снижение стоимости и повышение надежности двигателя за счет упрощения его конструкции, сокращения числа ступеней лопаточных машин и общего числа деталей – «ПРОСТОЙ» ДВИГАТЕЛЬ;
- повышение эксплуатационной технологичности двигателя (упрощение обслуживания, обеспечение работоспособности в неблагоприятных внешних условиях) – «СТОЙКИЙ» ДВИГАТЕЛЬ;

- снижение стоимости и повышение надежности двигателя за счет исключения из его конструкции коробки приводов, применение электрического привода агрегатов – «ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ» ДВИГАТЕЛЬ;
- снижение стоимости и массы, упрощение обслуживания, повышение надежности двигателя за счет исключения из его конструкции системы смазки, применение «неохлаждаемых» подшипников различных типов – «СУХОЙ» ДВИГАТЕЛЬ;
- улучшение характеристик двигателя за счет развития и совершенствования электронных систем управления, контроля, диагностики и прогнозирования технического состояния двигателя – «УМНЫЙ» ДВИГАТЕЛЬ;
- повышение доступности двигателя для потребителя за счет внедрения ресурсосберегающих технологий проектирования, испытаний и производства, снижения цены двигателя и стоимости эксплуатации – «ДОСТУПНЫЙ» ДВИГАТЕЛЬ.

Перспективным направлением развития МГТД является использование «сложных» термодинамических циклов, в частности цикла с регенерацией тепла выхлопных газов за счет применения теплообменника.

Расчетно-экспериментальные исследования по разработке технологий перспективных двигателей с регенерацией тепла ведутся в ЦИАМ применительно к МГТД на основе унифицированного газогенератора, при этом рассматриваются различные схемы двигателей и виды теплообменника (трубчатые и пластинчатые). В качестве наиболее вероятной области применения таких двигателей в ближайшей перспективе могут рассматриваться легкие средневысотные БЛА с большой продолжительностью полета. При использовании современных конструкционных материалов и производственных технологий в МГТД с регенерацией тепла может быть достигнуто снижение крейсерского расхода топлива на 20...25 %, что делает их конкурентоспособными по сравнению с поршневыми двигателями. Радикальное улучшение экономичности (на 40...50 % и более) может быть достигнуто в перспективных «неметаллических» двигателях с высокотемпературной неохлаждаемой горячей частью.

Достаточно продолжительное время в России отсутствовало производство поршневых авиадвигателей для беспилотных летательных

аппаратов, легких самолетов и вертолетов. ЦИАМ проводит НИОКР и прорабатывает проекты перспективных поршневых авиадвигателей для таких летательных аппаратов. Исследуются новые конструкции, применение современных материалов и перспективных технологий. В рамках проводимых НИОКР разрабатывается ряд поршневых двигателей в диапазоне мощностей 75...220 кВт, включающий бензиновые двигатели 90...110 кВт с возможностью оснащения турбокомпрессором, дизельный двигатель мощностью 220 кВт для беспилотных летательных аппаратов, легких самолетов и вертолетов. Рассматриваются также бензиновый двигатель мощностью 38 кВт и ряд дизельных двигателей мощностью 330...600 кВт.

Трудно переоценить значительный вклад в разработку и создание малоразмерных двигателей таких ведущих сотрудников ЦИАМ, как Бехли Ю.Г., Шальмана Ю.И., Масленникова М.М. Их совместный труд «Вертолетные газотурбинные двигатели» [82] долгие годы был настольной книгой разработчиков вертолетных ГТД. Работа Пономарева Б.А. [19] освещает тенденции развития вертолетных ГТД и современные технологии, применяемые при их создании.

## Иностранные фирмы

**ПАО «МОТОР СИЧ»** [2, 5, 13, 55, 67, 156]



История предприятия берет свое начало с далекого 1907 года. Первые годы завод производил в основном сельскохозяйственную технику. В декабре 1915 года акционерное общество «Дюфлон, Константинович и К°» («ДЕКА») выкупило завод и изменило его профиль. Завод начал выпускать авиационные двигатели. Первый двигатель Александровского завода «ДЕКА» – однорядный шестицилиндровый двигатель водяного охлаждения «ДЕКА» М-100 – был собран в августе 1916 года. М-100 устанавливался на самолет «Илья Муромец» конструкции И.И. Сикорского, самый большой бомбардировщик периода Первой мировой войны.

Завод начинал с поршневых двигателей, которые устанавливались на разные самолеты – Як, Су, Ил. На известном самолете Ан-2 стоит поршневой двигатель АШ-62ИР, который впервые был испытан 31.08.1949 г.

Первые реактивные двигатели завод изготавливал по проектам КБ Климова, а в 1957 году приступил к изготовлению двигателя АИ-20. На АИ-20 был получен ресурс 20 тыс. ч.

В результате тесного сотрудничества с КБ Климова в 1970 году завод приступил к освоению двигателя ТВ3-117. Сейчас создано уже 18 модификаций этого двигателя, он устанавливается практически на все эксплуатируемые сегодня вертолеты. Это почти полностью титановый двигатель, порядка 90 % его деталей изготовлены из титановых сплавов. Двигатель получился очень удачным и дал толчок развитию многих высоких технологий обработки деталей из титановых сплавов – литья, механической обработки, обработки давлением.

Новый двигатель ВК-2500 позволяет увеличить потолок вертолета, эксплуатировать его в температурном диапазоне от – 60 до + 60°С.

Произведенная техника эксплуатируется в 122 странах мира. Количество двигателей «на крыле» на сегодняшний день – 23 601 единица. У предприятия открыто 8 представительств и 5 сервисных центров.

**ЗАПОРОЖСКОЕ МАШИНОСТРОИ-  
ТЕЛЬНОЕ КБ «ПРОГРЕСС»  
ИМ. АКАДЕМИКА ИВЧЕНКО»**



[2, 5, 55, 66, 67]

Весь вклад в развитие мировой авиации внесло государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко». Здесь уже на протяжении 70 лет создают двигатели для многих типов самолетов и вертолетов. Авиадвигатели, разработанные ГП «Ивченко-Прогресс», применяют на 60 типах ЛА в более чем 100 странах. Общая наработка газотурбинных двигателей в эксплуатации составляет свыше 300 млн. ч.

5 мая 1945 года приказом № 193 Народного комиссара авиационной промышленности СССР А.И. Шахурина на заводе № 478 было создано опытно-конструкторское бюро по разработке новых и модернизации ранее созданных авиационных двигателей средней и малой мощности для гражданской авиации. Начальником ОКБ был назначен кадровый конструктор завода Александр Георгиевич Ивченко, ставший впоследствии (1963 г.) генеральным конструктором предприятия. В 1966 г. предприятие было переименовано в «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро (ЗМКБ) «Прогресс». В настоящее

время предприятие называется Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко» (ГП «Ивченко-Прогресс»).

С 1953 г. ОКБ начинает работы по созданию газотурбинных двигателей. Первой работой в этом направлении была разработка мощного турбостартера ТС-12 для турбовинтового двигателя (ТВД) НК-12, который создавался на Государственном союзном опытном заводе № 276 под руководством Н.Д. Кузнецова. Им оснащались пассажирские Ту-114 и самолеты военного назначения Ан-22, Ту-95, Ту-126, Ту-142. Изготовлено более 2500 турбостартеров ТС-12Ф.

Для приобретения опыта по разработке и доводке газотурбинных двигателей из ОКБ Н.Д. Кузнецова были переданы ТВД ТВ-2Ф и документация. В 1954 г. на его базе Запорожским ОКБ создана модификация ТВ-2Т с максимальной мощностью 4590 кВт для прототипа транспортного самолета Ан-8 (П). Изготовлена опытная партия – 7 двигателей.

В 1955 г. на предприятии разработана еще одна модификация – ТВ-2ВК с максимальной мощностью 4340 кВт с оригинальным редуктором для привода подъемных и тяговых винтов самого большого в мире винтокрыла Ка-22 конструкции Н.И. Камова.

Для экспериментального вертолета В-7 (Ми-7) в 1957 г. был создан ТРД АИ-7 с максимальной тягой 0,588 кН. Два двигателя устанавливались на концах двухлопастного винта и винт вращался при помощи их реактивной тяги. В 1959 г. работы по созданию АИ-7 прекращены в связи с закрытием темы по вертолету В-7. Был изготовлен один опытный вертолет и 11 двигателей.

В этом же, 1957 году, успешно прошел государственные испытания одновальный ТВД АИ-20 – один из первых в мире ГТД с большим ресурсом. Простой по конструкции, технологичный и недорогой в производстве двигатель характеризуется высокой эксплуатационной надежностью. Долгие годы его модификации АИ-20А (4-х серий), АИ-20Д (5-ти серий), АИ-20К, АИ-20М мощностью от 2940 до 3860 кВт успешно эксплуатировались на пассажирских самолетах Ан-10, Ил-18 и самолетах ВВС – Ан-8, Ил-20, Ил-22 и сегодня продолжают эксплуатироваться на Ан-12, Ан-32, Бе-12, Ил-38. В процессе эксплуатации на двигателе серии АИ-20М, на первом в СССР, достигнут самый большой межремонтный ресурс 8000 часов и назначенный – 22000 часов. Всего изготовлено 2663 самолета и примерно 14000 двигателей АИ-20 всех модификаций.



В 1958 г. разработан ТВД АИ-24 мощностью 1875 кВт, в основу которого легли опыт конструирования ТВД АИ-20 и прогрессивный метод моделирования. Модификации двигателя эксплуатируются на пассажирских самолетах Ан-24 и самолетах специального назначения Ан-26, Ан-30. Всего построено 2735 самолетов и около 11750 двигателей АИ-24 разных модификаций. Для двух первых опытных вертолетов В-8 (Ми-8) в 1960 году было изготовлено 11 турбовальных двигателей АИ-24В мощностью 1470 кВт.

С начала 60-х годов ОКБ ведет разработку двухконтурных ГТД. Двухвальный ТРДД АИ-25 максимальной тягой 14 кН для пассажирского самолета Як-40 был создан в 1965 г. Двигатель также устанавливался на сельскохозяйственном самолете М-15 (Польша).

Для выпускаемого в Чехии УТС L-39 в 1973 г. была создана модификация АИ-25ТЛ с тягой 16,8 кН. Двигатель разработан на базе ТРДД АИ-25 с удлиненной выхлопной трубой, охлаждаемыми рабочими лопатки ТВД и маслосистемой, обеспечивающей работу подшипников в условиях перевернутого полета.

### **TURBOMECA (ФРАНЦИЯ)**

[170, 171, 175]



Двигателестроительная компания **Safran Helicopter Engines** (**Safran вертолетные двигатели**), ранее известная как Turbomeca, является ведущим западно-европейским производителем газотурбинных двигателей малой и средней мощности для самолетов, вертолетов, ракет, беспилотных летательных аппаратов. Она также производит вспомогательные силовые установки и газовые турбины для промышленного и морского применения.

Штат сотрудников Safran вертолетные двигатели насчитывает 6500 человек, головной офис расположен во Франции. Компания располагает 15 предприятиями. Клиентская база насчитывает 2500 организаций в 155 странах мира – главным образом это эксплуатанты вертолетов с моторами разработки и производства Turbomeca. Всемирная сеть технической поддержки включает 50 центров ТОиР, 90 представителей на местах (filed representative) и 12 учебных центров.

Компания была основана в 1938 г. молодым польским инженером Иосифом Шидловским (Joseph Szydłowski), эмигрировавшим во Францию в 1930 г.

В 1939 г. в Mézières были изготовлены первые нагнетатели для Hispano-Suiza 12Y.

В 1942 г. в Бордо (Bordes) у подножия Пиренеев на юго-западе Франции, несмотря на войну, была продолжена разработка компрессоров, и в 1945 г. удалось обеспечить союзные самолеты центробежными компрессорами S39 и PV19 для наддува двигателей Hispano Suiza.

С 1947 г. компания осуществляет разработку и производство авиационных ГТД.

В 1948 г. проходили испытания первой газовой турбины ТТ782, разработанной и изготовленной Turbomeca. Этот двигатель был назван «Оредон» (Orédon) по названию озера в Пиренеях.

Большинство последующих двигателей Turbomeca имеют названия мест в Пиренеях: турбовальные двигатели названы в честь озер, турбореактивные двигатели (ТРД) – по названию горных вершин, двухконтурные турбореактивные двигатели (ТРДД) – по названию горных перевалов и турбовинтовые двигатели (ТВД) – по названию долин.

В течение 1948 – 1958 гг. были созданы:

- ГТД СТ Arrius для вертолета SO.1120-Arriel III. Это был первый вертолет с ГТД;
- ГТД СТ Artouste для вертолета Alouette III;
- ТРД Marborè II для самолетов Fuga «Magister» и Cessna T37.

В этот период лицензии на производство двигателей Turbomeca были предоставлены американской компании Continental и британской компании Blackburn.

Период 1958 – 1968 гг. ознаменовался созданием:

- ГТД СТ/ТВД двигателя Astazou для Marquis, Pilatus, Potez 840, Jetstream;
- ГТД СТ Astazou II, предназначенного для вертолета SA318 Alouette II;
- ТРДД Aubisque для SAAB 105;
- ГТД СТ Turmo III для SA 321 Super Frelon, SA 330 Puma;
- осуществлены первые испытания ТРД Marborè VI.

Для реализации программы создания ТРДДФ Adour, предназначенного для англо-французского самолета Jaguar, была основана британская компания Rolls-Royce-Turbomeca Ltd.

В 1965 г. на Атлантическом побережье около Байонн (Bayonne) был построен завод Тарнос (Tarnos).

К числу первых ГТД, созданных фирмой Turbomeca, относятся ВГТД Orédon и ТРД Pimene.

С 1949 г. фирма разработала несколько поколений малоразмерных ГТД. Первое поколение двигателей (с одноступенчатым центробежным компрессором) включало ТРД Marborè, ГТД Artouste II и ВГТД Palouste.

Второе поколение двигателей (с одноступенчатым осевым и центробежным компрессором) разрабатывалось с 1958 г. – ГТД Astazou II, Artouste III, Bastan VI, Turmo III и Arbizon.

Третье поколение двигателей (с двухступенчатым осевым и одноступенчатым центробежным компрессором) – ГТД Astazou X, XIV, XVI, XVIII, Bastan VII, Turmostazou XIV.

Четвертое поколение двигателей (с ступенчатым осевым и одноступенчатым центробежным компрессором) – начиная с ТВД Astazou XX.

Еще с 1979 г. фирма Turbomeca разрабатывала ТРДД, такие как Arpin, а в 1962 г. был создан двигатель Obisk.

В разработке двигателей этого типа фирма Turbomeca сотрудничала с другими фирмами: с фирмой Rolls-Royce создала ТРДД Adour, а в кооперации с фирмами SNECMA, MTU и KHD – ТРДД Larzac.

В последующем фирма Turbomeca по собственной программе на базе газогенератора Astazou XVI создала ТРДД Astafan с приводом вентилятора через редуктор.

На базе своих авиационных ГТД фирма разработала ряд их модификаций (Astazou, Bastan и др.) промышленного и транспортного применения.

Начиная с 1951 г. двигателестроительные фирмы ряда стран (США, Великобритании, Испании, Индии, Югославии, Израиля, Румынии и Китая) приобретают лицензии на производство некоторых двигателей, разработанных фирмой Turbomeca (ГТД Pimene IV и Palouste, Oredon, Artouste III, Marborè II, Turmo IIIE, -IV).

В 1968 – 1978 гг. были созданы:

- ГТД СТ Astazou III для вертолета SA 340 Газель;
- ГТД СТ Turmo IIIF и Astazou IV A для ETG и RTG;
- ГТД СТ Twin Turmo III G для TGV;
- ГТД СТ Arriel для вертолетов SA350 Ecureuil и SA365 Dauphin;
- ГТД СТ Makila для вертолета SA332 Super Puma.

В 1978 – 1988 гг. были созданы:

- ГТД СТ TM333 для вертолета ALH (Dhruv);

- ГТД СТ ТМ 319 «Arrius» для вертолета AS 355N.

В сотрудничестве с Rolls-Royce разработан ГТД СТ RTM 322, а совместно с MTU и Rolls-Royce – ГТД СТ MTR390.

Создано совместное предприятие Labinal и Turbomeca.

В США образована Turbomeca Engine Corporation.

Совершил первый полет вертолет S-76A с ГТД СТ Arriel 1S.

В 1988 – 1998 гг. созданы:

- ГТД СТ Arriel для вертолета Sikorsky S76;
- ТРДД Adour Mk871 для самолета Goshawk T45A ВМС США;
- ГТД СТ Arrius 2 для вертолетов EC 135, Agusta 109, EC 120;
- ГТД СТ Arriel 2 для вертолета Sikorsky S 76C;
- ГТД СТ MTR390, с которым совершил первый полет Tiger;
- ГТД СТ RTM 322, обеспечивший первый полет вертолета NH90;
- промышленные турбины Makila T1, Eurodyn.

Для развития вспомогательных силовых установок APS3000 и APS2000 создана компания APIC с Hamilton Sundstrand.

Образованы компании: Turbomeca Limited, (Великобритания), Turbomeca Asia Pacific, Turbomeca GmbH, Turbomeca Sud Americana, Turbomeca Austral Asia, Turbomeca Japan KK.

1998 – 2008 гг.

В 2001 г. Turbomeca присоединилась к группе по производству двигателей и авиационной техники Snecma.

Компания производит следующие ГТД СТ для вертолетов: Arrius, Arriel, ТМ 333, MTR390, Makila и RTM 322.

Подписано соглашение с компанией Allison Engine Company по участию в проектах промышленных и морских турбин.

Разработан двигатель Ardiden. Запущен в производство вариант Makila 2, разработанный для EC 725 (Cougar) / EC 225.

2005 г. Turbomeca входит в группу SAFRAN.

2006 г. Американской армией для программы Light Utility Helicopter выбран UH-72 Lakota (Arriel).

2008 г. Торжественное открытие в Пекине Turbomeca Changkong Aero-Engine Control Equipment Co. Ltd.

2010 г. Запуск Ardiden 3.

Создание Turbomeca India Engines.

Открыт новый завод имени Иосифа Шидловского в Бордо (Франция).

2011 г. Подписано соглашение с «Вертолетами России» о поставке не менее 308 двигателей Ardiden 3G, которые будут установлены на обновленном вертолете Ка-62.

2012 г. Создана Turbomeca Mexico. Генеральное соглашение, подписанное с «Вертолетами России» о сотрудничестве в области поддержки Turbomeca для будущего Eurocopter X4 с двигателем TM800.

2013 г. Turbomeca представляет совершенно новый двигатель: Arrano.

RTM322: Safran заключает окончательное соглашение о покупке доли Rolls-Royce в совместной программе RTM322.

### **GARRETT ENGINE DIVISION ALLIED-SIGNAL AEROSPACE COMPANY [189]**



Garrett Turbine Engine Co. – двигателестроительная фирма США. Является отделением концерна Garrett Corporation, основанного в 1936 г. Джоном Клиффордом Гарреттом (John Clifford Garrett).

Компания – крупнейший производитель авиационных газотурбинных двигателей малой и средней мощности, разработка и производство которых ведется 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 1968 г. Гарретт AiResearch объединилась с Signal Oil & Gas, чтобы сформировать Garrett Engine Division компании AlliedSignal.



AlliedSignal образовалась в результате объединения в 1985 г. компаний Signal и Allied Corp.



В 1987 г. в результате объединения GE и Garrett Engine Division компании AlliedSignal была образована CFE Company [189].



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.



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 [167, 189].

Правление фирмы Garrett и основные предприятия фирмы расположены в Финиксе и Торрансе (Лос-Анджелес), на которых занято свыше 4000 чел., их общая производственная площадь составляет 185 000 м<sup>2</sup>.

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 ГТСП-85 (всего поставлено свыше 22300 их гражданских и военных вариантов). За ними последовали ВГТД ГТСП-30, -36, -165, -331, -600, -660, а также ТСП.

Наряду с ВГТД ГТСП-85 наиболее массовыми ВГТД фирмы являются двигатели семейства ГТСП-36 (-50, -55, -55Н, -100, -110, -200), всего было поставлено более 5000 двигателей, в том числе – 1000 ГТСП36-200 для самолетов F-18.

В 1990 г. начались поставки модификации ВГТД ГТСП36-300.

Фирма Garrett имеет филиал в ФРГ Гэрритт ГмбХ в Раунхейме, который ранее занимался только техническим обслуживанием и ремонтом ВГТД, а в настоящее время ведет работы по дальнейшему развитию ВГТД семейства ГТСП-36 и ее модификации ГТСП36-330 для западно-европейского истребителя ЕFA, а также ВГТД для китайского самолета МРС-75 и европейского вертолета.

Первым разработанным фирмой авиационным маршевым ГТД стал ТВД Т76, который использовался для оснащения самолета Рокулл ОV-10А.

Фирма Garrett имеет соглашения на компенсационной основе с фирмой Роллс-Ройс (долевое участие 30 %), охватывающей изготовление узлов двигателя ТРЕ331-12В, их сборку, испытания и поставки, а также с фирмой Volvo 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 фирмой Дженерал Электрик по программе MTDE.

По этому соглашению фирма Garrett ответственна за проектирование и разработку каскада н.д. 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 ВВС США ITDE, QCGAT, INPTET, CIP, ATEGG, ETEC и др.

В программах ВВС США фирма проводит работы по модернизации технологии изготовления двигателей, созданию демонстрационного ГТД одноразового применения и демонстрационного двигателя для боевых самолетов.

Lycoming Engines – крупная фирма-производитель авиационных двигателей в основном для малой авиации [170, 171, 167].



До 1987 г. часть холдинга AVCO, затем куплена компанией Textron, переименована в Textron Lycoming.

В 2002 г. сменила название на нынешнее Lycoming Engines.

Объединение Textron Lycoming образовалось из 4 фирм: AVCO Lycoming Stratford, Lycoming Grein, South Carolina и Lycoming Williamsport; в 1984 г. оно вошло в корпорацию Textron Inc. и стало его дочерним предприятием.

Компания Lycoming была основана в 1908 г. при создании литейного и машиностроительного завода в Williamsport Pennsylvania (шт. Пенсильвания).

В 1929 г. выпустили первый авиационный двигатель – поршневой радиальный мотор P-680.

В настоящее время эта компания является отделением Lycoming Williamsport объединения Textron Lycoming, которое изготавливает свыше 60 % зарубежных авиационных поршневых двигателей, а с 1981 г. – и газотурбинные двигатели LTP101 и LTS101.

Отделение Lycoming Stratford производит авиационные двигатели различных типов – ТВД, ГТД СТ и ТРДД, а также их транспортные и морские варианты. В отделении занято около 5000 чел.

Первым ГТД, разработанным этим отделением, был турбовальный двигатель Т53 (LTC1), модификации которого, в том числе турбовинтовые варианты (военного и гражданского назначения), выпускаются с 1956 г. Лицензионное производство двигателей Т53 осуществляется в ФРГ, Италии, Японии и на Тайване.

Существуют следующие варианты двигателя Т53 (LTC1): военные – ГТД СТ Т53-2 (-7С, -IIА, -IIC, 11D, -HE, -13В, -703, -712); ТВД Т53-L (-701, -9, -703); гражданские – ГТД СТ Т53-11А, -13А, -13В, -17А, LTC1К-4К.

В 1956 г. отделением по заказу ВВС и армии США был разработан более мощный турбовальный двигатель Т55 (LTC4), который продолжает находиться в серийном производстве. К началу 1989 г. было выпущено около 3900 двигателей этого типа, наработка которых в эксплуатации составила более 5 млн. ч.

Существующие варианты двигателей Т55 (LTC4): военные ГТД СТ – LTC4В-8D, Т55-6-11 (LTC4В-11 В); Т55-L-712; гражданские ГТД СТ – AL550D, AL5512, LTC48-12, ТВД YТ55-L-9А.

С 1990 г. производится более мощный ГТД Т55-L-714 этого семейства. На основании опыта создания и эксплуатации двигателей Т53 и Т55 отделением разработано семейство двигателей LT101 в турбовальном и турбовинтовом вариантах (LTP101 и LTS101), изготовление которых было передано в 1981 г. отделению Lycoming Williamsport.

Сертификация первых серийных вариантов двигателей LT101 была проведена в 1976 – 1977 гг.

В 1989 г. фирма открыла в Грире новый центр по ремонту узлов и деталей ГТД ALF502, LTS/LTP101, Т53 и Т55, а также JT8D с численностью – 150 чел.

На базе созданных авиационных двигателей отделением Lycoming Stratford были разработаны их варианты для применения в промышленности и на транспорте (морском, железнодорожном, автомобильном). Отделение создало также первый американский газотурбинный двигатель для боевого танка – AGT1500.



В 1990 г. поставлено свыше 8000 ГТД AGT1500.

В 1969 г. отделение приступает к разработке ТРДД ALF502 (на базе газогенератора двигателя T55), первый гражданский вариант которого ALF502 был сертифицирован в 1980 г.

В числе ГТД для морского транспорта и промышленного применения фирма Textron Lycoming выпускает ГТД TF15, TF25 и TF40 мощностью от 1103 до 3383 кВт.

Отделение Lycoming Stratford разработало демонстрационный турбовальный двигатель PLT-34 в рамках программы ATDE, а на его основе вела совместные с фирмой Pratt-Whitney работы по турбовальному ГТД T800 для вертолета армии США нового поколения по программе LHX, который не прошел по конкурсу.

Отделение создало модификацию ТРДД ALF502R-7 с САУ типа FADEC.

Совместно с фирмой General Electric фирма участвовала в создании ТРДД CFE738 в рамках объединения CFE, а также вошла в состав участников компании SPECО по разработке и производству турбовального и турбовинтового вариантов двигателя GE38, их военных и гражданских модификаций.

Фирма Textron Lycoming завершила в 1988 г. работы, выполняемые ею в рамках программы TAGG-M, и получила контракты на работы по созданию перспективных элементов ГТД, предусмотренные программами JTAGG и INPTET.

Кроме того, фирма проводит большой объем работ по своим программам прикладного значения и направленных на поддержку фундаментальных исследований в сотрудничестве с NASA и университетами США (по динамике течений, взаимодействию ротора и статора, охлаждению элементов проточной части двигателей, разработке высокопрочных металлических и композиционных легких материалов).

**PRATT & WHITNEY CANADA (PWC  
ИЛИ P&WC)**



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) [117, 167, 169, 170, 171, 173].

Фирма PWC занимается собственными исследованиями, разработками и маркетингом, а также производит свои двигатели. В настоя-

щее 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.

Приблизительно в это же время Pratt & Whitney Canada разрастается в достаточно большую компанию, обладающую как производством, так и собственным исследовательско-конструкторским отделением. Главной задачей этого отделения было создать надежный, мощный, эффективный, легкий по массе и простой в обслуживании газотурбинный двигатель. Таким двигателем стал PT6, разработка которого была начата в конце 1950-х гг. командой из 12 инженеров P&WC. Этот небольшой турбовинтовой двигатель имел наивысшее значение удельной мощности среди ТВД.

В настоящее время Pratt & Whitney Canada разрабатывает и производит целый ряд турбовинтовых и турбовальных двигателей мощностью от 367,8 до 3678 кВт, а также турбореактивные двигатели тягой от 9,78 до 35,5 кН. PWC является крупнейшей компанией в аэрокосмическом секторе Канады и второй в этой стране по величине инвестиций в научно-исследовательские работы.

Компьютеризация производства на предприятиях PWC самая высокая в мире. Pratt & Whitney Canada входит в состав корпорации United Technologies, США.

На проектировании и адаптации двигателей малой и средней размерности для российского и западного рынков, поставке двигателей компании Pratt & Whitney Canada серии PT6, PW100, PW200 на российские ВС и сопровождении двигателей в эксплуатации было создано ООО «Пратт энд Уитни-Рус». Это предприятие зарегистрировано 18 июля 1997 г.

В 1962 г. компания была переименована в United Aircraft of Canada и получила свое нынешнее название в 1975 г.

Штаб-квартира, исследовательский центр и основное производство компании 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.

Двигатель JT15D разработан для самолетов бизнес-класса, небольших грузовых, а также учебно-тренировочных самолетов. Первое испытание JT15D состоялось в сентябре 1967 г.



Рис. 1.43. Двухконтурный турбореактивный двигатель JT15D

Семейство двигателей JT15D ориентировано на двухдвигательные административные и служебные самолеты фирмы Cessna, Mitsubishi.

Диапазон тяг двигателей этого семейства 11...15 кН. На рис. 1.43 приведен один из двигателей семейства.

Двухвальный двигатель PW300 создан в партнерстве с фирмой MTU (ее доля участия 25 % – турбина низкого давления) для дальнемагистральных самолетов бизнес-класса. Диапазон тяг двигателей семейства PW300 составляет 20...30 кН. На рис. 1.44 приведена конструктивная схема таких двигателей.

Двигатели семейства PW500 с высокой степенью двухконтурности развивают тягу 13...18 кН. По сравнению с JT15D двигатели этого семейства имеют на 12...15 % меньший удельный расход топлива.

Так же, как и PW300, двигатель создавался в партнерстве с фирмой MTU (доля участия составляет 25%), которая отвечала за разработку турбины низкого давления и других элементов. Работы по базовой модели двухроторного PW530A были начаты в ноябре 1992 г., а в октябре 1993 г. были проведены первые наземные испытания. В мае 1994 г. PW530A совершил первый полет на «летающей лаборатории» Boeing 720. Сертификация проведена в декабре 1995 г. PW530A предназначен для самолета Cessna Citation Bravo.

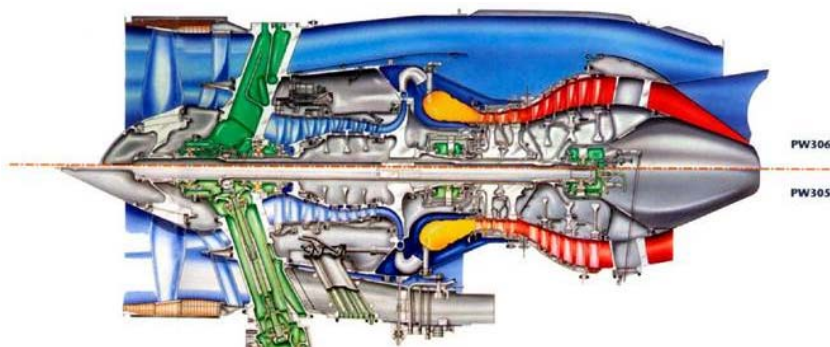


Рис. 1.44. Конструктивная схема PW305 и PW306

PT6 – самый массовый ТВД из всех созданных компанией P&WC: более 30 тысяч двигателей выпущено к настоящему времени с 1959 г.

Двигатель PT6B – вертолетная модификация PT6 с невысоким передаточным числом редуктора. Модификации: PT6B-36B – Sikorsky S-76B; PT6B-37A – Agusta A119 Koala; PT6B-67B – PZL Swidnik W-3 Sokol; PT6C-67A – Bell Agusta 609; PT6C-67C – Agusta Bell AB139.

Турбовальный двигатель РТ6Т начал разрабатываться в 1963 г. Двигатель состоит из двух расположенных рядом ГТД РТ6 с одним общим редуктором. Модификации: РТ6Т-3 – Agusta Bell 212, Sikorsky S-58Т; РТ6Т-3В – Agusta Bell 212, Agusta Bell 412/SP/HP/EP, Bell 412/SP/HP/EP; РТ6Т-3ВЕ – Agusta Bell 412/SP/HP/EP; РТ6Т-3ВF – Bell 412/SP/HP/EP; РТ6Т-3ВG – Bell 412/SP/HP/EP; РТ6Т-3D – Agusta Bell 412/SP/HP/EP, Bell 412/SP/HP/EP; РТ6Т-3DE – Bell 412/SP/HP/EP; РТ6Т-3DF – Bell 412/SP/HP/EP; РТ6Т-6 – Agusta Bell 212, Agusta Bell 412/SP/HP/EP, Sikorsky S-58Т; РТ6Т-6В – Agusta Bell 412/SP/HP/EP.

PW100 – это семейство авиационных турбовинтовых двигателей, состоящих из трех основных модулей: самого ГТД, редукторного модуля, соединенного со свободной турбиной приводным валом, и интегрированного воздухозаборника. Компания Pratt & Whitney Canada разработала большое количество модификаций PW100. На рис. 1.45 показан один из двигателей семейства.

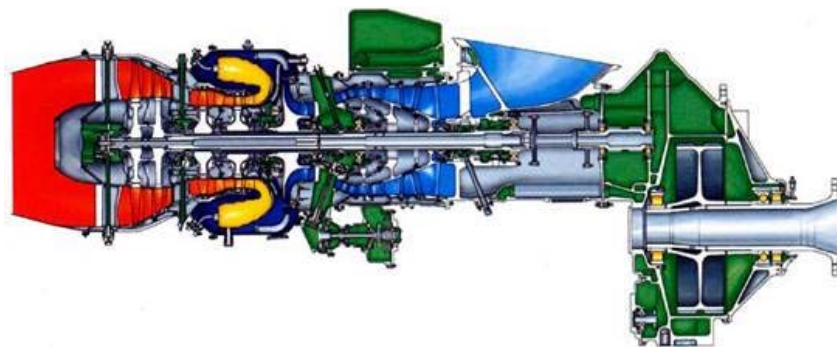


Рис. 1.45. Конструктивная схема PW150

2 августа 2005 года «Pratt & Whitney» приобрела компанию по производству космических двигателей Rocketdyne у корпорации Boeing и переименовала компанию в Pratt & Whitney Rocketdyne, Inc.

## Глава 2

# ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД

При создании новых образцов малоразмерных авиационных ГТД, как, впрочем, и для любого авиационного двигателя, требуется решить две основные задачи:

- 1) спроектировать двигатель, обеспечивающий максимально возможную эффективность при его функционировании на ЛА;
- 2) обеспечить параметрически и конструктивно сохранение эффективности двигателя за весь жизненный цикл (ЖЦ).

Очевидно, что резервы повышения эффективности имеются на всех стадиях и этапах ЖЦ. Однако важнейшей в этом плане стадией принято считать совокупность научно-исследовательских работ и предварительное проектирование. Эту совокупность называют созданием «научно-технического задела» [124] или начальным (предварительным) проектированием [130]. Именно на этой стадии принимаются наиболее важные проектные решения, определяющие в будущем 60...80% суммарных затрат ресурсов, в то время как затраты на выполнение работ на этой стадии не превышают 6...10% суммарных затрат за весь ЖЦ. Увеличение расходов на предварительной стадии приводит к совершенствованию проекта, повышению эффективности ГТД и к экономии затрат в эксплуатации.

Современные авиационные двигатели отличаются повышенной сложностью, поэтому растет стоимость проектирования, увеличиваются сроки доводки, растут производственные расходы. Сократить эти сроки и повысить качество проектирования можно только на основе цифровых технологий, автоматизации большинства операций.

Проблема качества проекта всегда является актуальной. Считается, что суммарные расходы на обеспечение качества («стоимость качества») достигают 10...20% стоимости продукции. При этом 50...70% общих причин дефектов машиностроительной продукции связано с ошибками в проектно-конструкторских решениях. Это диктует необ-

ходимость выявления потенциальных источников дефектов еще на стадии проектирования. Исправление ошибок на стадии проектирования обходится гораздо дешевле, чем на стадии опытной доводки и, тем более, серийного производства и эксплуатации.

Роль в повышении эффективности оптимизации проектных параметров авиационных ГТД можно рассматривать с использованием двух подходов. Первый, традиционный подход, когда двигатель рассматривается в качестве тепловой машины и движителя и его эффективность оценивается удельными параметрами ( $C_{уд}$ ,  $P_{уд}$ ,  $\gamma_{дв}$ ). Второй подход – системный, рассматривает двигатель в системе ЛА, а показателями эффективности в этом случае являются критерии оценки ЛА.

## 2.1. Оптимизация параметров рабочего процесса с использованием в качестве критериев удельных параметров двигателя

Характерной особенностью исследования оптимальных параметров ГТД, использующих в качестве критериев удельные параметры двигателя, является то, что каждый режим двигателя может рассматриваться как расчетный [129]. Также допущение позволяет определить оптимальные параметры двигателя лишь для одного режима его работы, в то время как многорежимный характер эксплуатации двигателя может существенно сказаться не только на значении целевой функции, но и на самих величинах оптимальных параметров.

Так, путем оптимизации величины  $T_r^*$  по удельному расходу топлива получаем зависимость [78]

$$T_{r \text{ opt}}^* = \frac{2T_B}{b}c - \frac{ab}{2} + d^2 + d\sqrt{c + ab + d^2}, \quad (2.1)$$

$$\text{где } a = 1 + \frac{\pi_k^{*0,286}}{\eta_{к ад}}; \quad b = 1 + \left(\frac{1}{\pi_k^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}; \quad c = \frac{0,24\pi_k^{*0,286} - 1}{C_p \eta_{к ад} \eta_{г ад}}; \quad d = \frac{V}{91,54C_p \sqrt{C_p T_B}}.$$

Дальнейшее развитие этого направления было сделано в работах [129, 131], где дан глубокий анализ полезной работы циклов ТРД и

ТРДД. В этих работах получены аналитические выражения оптимальной степени повышения давления в наружном и внутреннем контурах  $\pi_{кП}^*$  и  $\pi_{кI}^*$ . Оптимизация термодинамических параметров ТРДД рассматривалась также в работах Пархомова А.Л. [106], Холщевникова К.В. [144], Клячкина А.Л. [60] и других. Полученные в этих работах решения уточняют и развивают методы оптимизации удельных параметров авиационных ГТД.

Характерной особенностью работ этого направления является то, что оптимизация параметров ГТД в расчетных условиях полета рассматривается здесь только на основе критериев эффективности двигателя. Поэтому задача оптимизации параметров ГТД по экономичности ( $C_{уд\ min}$ ,  $\eta_{0\ max}$ ,  $C_{уд\ эф\ min}$ ) приобрела здесь самостоятельное значение. С другой стороны, для работ этого направления характерна определенная отстраненность от рассмотрения такого важного параметра ГТД, как удельная масса. Что касается малоразмерности, то попытки ее учета были предприняты в ЦИАМ Васильевым Г.В. при анализе ТРДД для дозвуковых и транспортных самолетов в виде поправки на КПД последних ступеней компрессора ВД в зависимости от приведенного расхода воздуха на выходе из компрессора и поправки на КПД турбины в зависимости от приведенного расхода газа на входе в турбину. Впоследствии появились аналогичные исследования в работах [57, 80, 94, 96].

Теоретические основы оптимизации параметров ТВД и ГТД СТ заложены в работах Стечкина Б.С., Иноземцева Н.В., Казаджана П.К., Клячкина А.Л., Масленникова М.М., Нечаева Ю.Н. [44, 56, 60, 83, 98, 132]. В этих работах исследовались условия достижения экстремальных значений удельных параметров ТВД. В одной из первых работ этого направления [44] указывалось на целесообразность выбора степени повышения давления в компрессоре ТВД, близкой к  $\pi_{к\ opt}^*$  по удельной мощности:

$$\pi_{к\ opt}^* = \left[ \eta_{г} \eta_{к} \frac{T_{г}^*}{T_{в}^*} \right]^{\frac{k}{2(k-1)}}. \quad (2.2)$$

Двигатель при этом будет иметь минимальные габариты и хорошие показатели удельной массы. С другой стороны, в этой же работе (с. 352), определяя ТВД как двигатель для тяжелых самолетов с большой дальностью полета, рекомендуется при выборе параметров двигателя ориентироваться на наибольшую топливную экономичность



крейсерского полета. Однако способ разрешения этого противоречия тогда еще не рассматривался.

Важное место в работе [132] занимает исследование оптимального распределения полезной работы цикла ТВД между винтом и реактивной струей. В ней Стечкиным Б.С. было впервые получено выражение для оптимальной скорости истечения из сопла ТВД

$$C_c = \frac{V_{\text{п}}}{\eta_{\text{в}} \eta_{\text{ред}}}, \quad (2.3)$$

которая соответствует максимуму тяговой работы ТВД, а при  $T_{\text{г}}^* = \text{const}$  и максимуму полного КПД ТВД.

В работе Маслова В.Г. [84], на основе накопленного опыта проектирования ТВД, было предложено уточненное выражение для

$$C_{c \text{ opt}} = \frac{V_{\text{п}} \Phi_c^2}{\eta_{\text{в}} \eta_{\text{ред}} \eta_{\text{т}}}. \quad (2.4)$$

В работе было указано, что практически не ухудшая данных ТВД, для существенного уменьшения массы таких тяжелых и весьма дорогих узлов, как турбина, редуктор и воздушный винт, возможно выбирать  $C_{c \text{ НВ}} > C_{c \text{ opt}}$  на 10...15 %.

Одновременно продолжались исследования по совершенствованию рабочего цикла ТВД. В работе [131] приведено выражение для оптимальной степени повышения давления в цикле, соответствующее минимуму удельного расхода топлива ТВД ( $\eta_{e \text{ max}}$ ):

$$\pi_{\Sigma \text{ opt } \eta_e} = \left[ \frac{a\theta\eta_p - \sqrt{a^2\theta^2\eta_p^2 - a\theta\eta_p(a\theta\eta_p + 1 - \theta)(\theta\eta_c + 1 - \eta_c)}}{a\theta\eta_p - \theta + 1} \right]^{\frac{k}{k-1}}, \quad (2.5)$$

$$\text{где } \theta = \frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{в}}^*}, \quad a = \frac{\frac{k_{\text{г}} - 1}{k_{\text{г}}} R_{\text{г}} \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k_{\text{г}} - 1}{k_{\text{г}}}}} \right)}{\frac{k}{k-1} R \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}} \right)},$$

$\eta_c$  – КПД процесса повышения давления,

$\eta_p$  – КПД процесса расширения.

Учет так называемого «возврата тепла» при распределении полезной работы ТВД в этой же работе рекомендуется вести с помощью уточненного выражения:

$$C_{c \text{ опт}} = \frac{V_n \Phi_c^2}{a' \eta_v \eta_{\text{ред}} \eta_T}, \quad (2.6)$$

$$\text{где } a' = \frac{1}{(1 - \eta_{\text{ТВ}}) \pi_{\text{ТВ}}^{\frac{k_T}{k_T - 1}} + \eta_{\text{ТВ}}}.$$

Выражения для оптимизации рабочего процесса вертолетных ГТД СТ, где в качестве критериев рассматриваются удельные параметры, получены в работах Масленникова М.М., Бехли Ю.Г., Шальмана Ю.И., Пономарева Б.А. [19, 82, 83] и в Куйбышевском авиационном институте [33, 86, 87].

Представленные результаты существенно развили теоретические представления об авиационном ГТД как изолированном объекте, оцениваемом его удельными параметрами. С помощью такого подхода получены в общем виде аналитические выражения, позволяющие определять оптимальные значения параметров рабочего процесса двигателя ( $\pi_{к II \text{ опт}}^*$ ,  $\pi_{к I \text{ опт}}^*$ ,  $m_{\text{ опт}}$ ,  $T_{г \text{ опт}}^*$ ,  $C_{c \text{ опт}}$ ), соответствующие  $C_{уд \text{ min}}$ ,  $P_{уд \text{ min}}$ ,  $L_{e \text{ max}}$ ,  $\eta_{e \text{ max}}$ . Было установлено, что для повышения эффективности ГТД необходимо проводить совместную оптимизацию параметров рабочего процесса  $T_{г}^*$ ,  $m$ ,  $\pi_{к}^*$ ,  $\pi_{в}^*$ ,  $C_c$ . Показано, что как на величины удельных параметров двигателя  $C_{уд}$ ,  $P_{уд}$ ,  $N_{уд}$ , так и на оптимальные значения параметров рабочего процесса оказывают влияние расчетные условия, КПД узлов, коэффициенты потерь.

Однако в исследованиях этого направления не учитывались:

- взаимосвязка основных характеристик двигателя с потребными характеристиками летательного аппарата (ЛА);
- многорежимность эксплуатации двигателя на ЛА;
- масса силовой установки и ее роль в весовой сводке ЛА;
- количественное влияние малоразмерности на КПД узлов, осевые и радиальные зазоры;
- целевое назначение ЛА;
- расчетная дальность полета.

Перечисленные влияния стало возможным учитывать только при рассмотрении авиационного двигателя в системе ЛА, что является дальнейшим развитием теории оптимальных параметров ГТД.

## 2.2. Оптимизация параметров авиационных ГТД на основе критериев эффективности ЛА

В работах 50...60 годов прошлого века Флорова И.Ф. [141], Масленникова М.М. [82], Нечаева Ю.Н. [95], Павленко В.Ф. [105] приводятся результаты исследований, в которых оптимизация параметров основывается на отыскании минимума суммарной массы двигателей и топлива на полет для рассматриваемого ЛА.

В 1974 году в работе Маслова В.Г. [85] впервые дается вывод выражения для оптимальной степени повышения давления вертолетного ГТД, исходя из оптимального для ЛА сочетания удельной массы двигателя и удельного расхода топлива. В результате численного анализа показано, что значения  $\pi_{к\text{opt}}^* \gamma_e$  весьма близки к значениям оптимальных по себестоимости перевозок ЛА ( $a_{\text{opt}}$ ). Обоснованность такого подхода к обобщенной оценке величин оптимальных для ЛА значений параметров ГТД в дальнейшем была подтверждена в работах [129, 157].

В работах Ахмедзянова А.М. [8], Бадягина А.А. [10, 11], Васильева Г.В., Максимова А.А. [18] и других используются в этих целях такие критерии эффективности ЛА, как себестоимость перевозок ( $a$ ), дальность полета ( $L_n$ ), взлетная масса ЛА ( $M_0$ ) и т.п. В этих работах наряду с решением критериальных вопросов решались задачи, связанные с выбором рациональных размеров и характеристик как самолета в целом, так и отдельных его элементов, к которым, в первую очередь, относится силовая установка. Было показано, что согласование параметров самолета и его режимов полета с параметрами и режимом работы двигателя решающим образом влияет на эффективность ЛА.

Основы оптимального согласования характеристик самолета и двигателя, выбора параметров ГТД и оценки их эффективности в системе ЛА заложены в работах Флорова И.Ф. [142, 143], Шкадова Л.М. [152, 153], Маслова В.Г. [85, 86, 87]. Заметный вклад в разработку интеграции самолета и двигателя внесли Югов О.К. и Селиванов О.Д. [157].

В этой работе авторы изложили общие принципы согласования характеристик самолета и двигателя, показали основные взаимосвязи параметров, используемые при этом математические модели и методы. Справедливо отметив, что задача согласования включает определение оптимальной схемы и параметров двигателя ( $m$ ,  $\pi_k^*$ ,  $T_r^*$  и др.) и что выбор значений этих параметров не может производиться изолированно друг от друга, авторы основное внимание уделили оптимизации параметров завязки самолета и двигателя –  $\frac{Mg}{S_{кр}}$  и  $\frac{F_{сy}}{S_{кр}}$ .

Оригинальные результаты в разработке методик согласования двигателя и самолета были получены в работах Румянцева С.В. и Стилевского В.А. [119, 120]. Положив в основу описания выходных характеристик двигателя и характеристик ЛА обобщенные безразмерные параметры, авторы разработали компактные, быстродействующие алгоритмы для решения задач параметрического исследования системы двигатель-самолет.

В работах Тунакова А.П. и Стилевского В.А. [122, 138, 139], посвященных обзору направлений оптимизации сложной системы (системы ГТД-ЛА), проанализирован метод передаточных моделей, который позволяет передавать информацию от модели к модели в компактном виде. Наличие таких передаточных моделей позволяет заменить сложные и громоздкие модели, основанные на физической сущности объекта или явления и реализовать комплексную оптимизацию.

В этих работах показано, что согласование основных проектных параметров является сложной задачей, возникающей на различных этапах проектирования, для каждого из которых характерна своя глубина проработки различных аспектов интеграции самолета и двигателя. На этапе формирования облика ЛА (этап внешнего проектирования для двигателя), когда на основе предъявляемых к ЛА технических требований производится выбор схемы компоновки, массовых и габаритных показателей ЛА, формируются наиболее общие требования к СУ: тип и количество двигателей, уровни тяги (мощности) и удельного расхода топлива на различных регламентируемых режимах, уровень массового совершенства и т.п. Например, для предварительного проектирования вертолета можно использовать математическую модель двигателя нулевого уровня, базирующуюся только на тех показателях двигателя, которые непосредственно необходимы для расчета верто-

лета. При этом для определения характеристик двигателя используется их достигнутый уровень в двигателестроении и уровень прогнозных проработок перспективных ГТД.

С другой стороны, при проведении внутреннего проектирования двигателя с помощью развитых моделей [134] его связь с ЛА может быть обеспечена выполнением заданного ТЗ на ГТД на основе данных летательного аппарата.

Для современных работ данного направления [8, 21, 64, 103, 130] характерно рассмотрение оптимизации параметров ГТД по комплексу критериев, включающего суммарную массу двигателей и топлива ( $M_{CV+m}$ ), взлетную массу ЛА ( $M_0$ ), затраты топлива ЛА на 1 ткм ( $C_{\text{ткм}}$ ) и др. Применение экономических критериев [11, 18, 43, 99], которые чаще всего строились на основе регрессионных моделей, в определенном смысле потеряло свою актуальность в период неустойчивого развития отечественной экономики. В работах [17, 22, 154] уменьшение количества рассматриваемых критериев хотя и не обосновывается, но становится реальностью. Потребовался продолжительный период фактически восстановления экономики, в том числе авиационной промышленности и воздушного транспорта, который еще не завершен, прежде чем стало возможным вновь использовать экономические критерии, которые ныне базируются уже на других статистических материалах [116].

### **2.3. Техничко-экономические критерии оптимизации параметров авиационных ГТД**

В практике проектирования ЛА их основные качества принято оценивать по комплексу экономических, массовых и летно-технических критериев эффективности. Оптимизация параметров рабочего МГТД по таким критериям согласно системному подходу обеспечивает наилучшее согласование основных характеристик двигателя с характеристиками ЛА. Для этого необходимо располагать:

- комплексом критериев эффективности МГТД, отвечающих, как правило, многоцелевому назначению ЛА;
- процедурой метода оптимального согласования выходных данных МГТД и ЛА;
- математическими моделями аэродинамического расчета и расчета массы основных элементов ЛА;

- математическими моделями расчета массы СУ с МГТД;
- математическими моделями термогазодинамического расчета и расчета характеристик МГТД;
- математическими моделями функционирования системы «МГТД-ЛА» (моделирование полета по заданной траектории).

При формировании облика рабочего процесса МГТД в системе ЛА существенную роль играет анализ его эффективности. Особенности формализации взаимосвязей параметров рабочего процесса МГТД, его удельных параметров и выходных характеристик, оптимизируемых на базе критериев эффективности ЛА, должны позволять находить наилучшие сочетания параметров, приводящих к минимальной взлетной массе и наилучшим показателям топливной и экономической эффективности [112].

Критерии оценки массы получили широкое применение при проектировании ЛА и ГТД, т.к. они позволяют контролировать в процессе осуществления проекта уровень совершенства ЛА и его СУ. Наиболее объективным критерием при оптимизации составных элементов ЛА может служить взлетная масса:

$$M_0 = \frac{M_{\text{кн}} + M_{\text{сл+об}}}{1 - \bar{M}_{\text{пл}} - \bar{M}_{\text{СУ}} - \bar{M}_m \bar{M}_{m \text{ла}}}. \quad (2.7)$$

При оптимизации ЛА используют целый ряд других критериев его эффективности.

#### КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА

$$M_{\text{кн}} = M_0 - M_{\text{пл}} - M_{\text{сл+об}} - M_{\text{СУ}} - M_0 \bar{M}_m \bar{M}_{m \text{ла}}. \quad (2.8)$$

#### СУММАРНАЯ МАССА СУ И ТОПЛИВА

$$M_{\text{СУ+m}} = M_{\text{СУ}} + M_0 \bar{M}_m \bar{M}_{m \text{ла}}. \quad (2.9)$$

#### ЭФФЕКТИВНАЯ УДЕЛЬНАЯ МАССА\*

$$\gamma_e = \frac{M_{\text{СУ+m}}}{P_{\text{кр}} n_{\text{дв}}} = \frac{K_{\text{СУ}}}{n_{\text{дв}}} \frac{M_{\text{дв}}}{P_{\text{кр}}} + \frac{M_{m \text{ла}}}{P_{\text{кр}} n_{\text{дв}}}, \quad (2.10)$$

---

\* В этом выражении и далее в формализованных выражениях в качестве важного показателя МТРД (МТРДД) принята тяга, МТВД – эквивалентная мощность  $N_{\text{э}}$ , при рассмотрении вертолетных МГТД – эффективная мощность  $N_{\text{е}}$ .

где  $P_{кр}$  – среднеполетная крейсерская тяга.

#### ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

$$L_{кр} = \frac{3,6K_{пл}}{gC_{уд\ эф} n_{дв}} V_{кр} \ln \left( \frac{1}{1 - \bar{M}_{mL}} \right), \quad (2.11)$$

где  $\bar{M}_{mL}$  – относительная масса топлива, расходуемого на полет.

#### УДЕЛЬНЫЕ ЗАТРАТЫ ТОПЛИВА ЛА

$$C_{ткм} = \frac{M_{mL}}{\varepsilon M_{кн} L_{п}}, \quad (2.12)$$

где  $\varepsilon$  – коэффициент использования  $M_{кн}$  (в проектных расчетах обычно принимают равным 1).

Среди критериев эффективности важное место занимают экономические критерии:

- стоимость двигателя  $S_{дв}$ ;
- стоимость часа эксплуатации ЛА  $A$ ;
- себестоимость перевозок  $a$ ;
- прибыль за самолето-час  $\Pi$ ;
- приведенные затраты на один тонна-километр  $a_{пр}$ ;
- стоимость жизненного цикла двигателя  $S_{ждв}$ ;
- стоимость жизненного цикла ЛА  $S_{жла}$ .

В работе [130] показано, что выражения для критериев эффективности ЛА имеют общую закономерность – все они являются унимодальными функциями удельных параметров ГТД (удельной массы  $\gamma_e$ , удельного расхода топлива  $C_{уд\ кр}$  и расчетной дальности полета  $L_{п}$ ). В работах [32, 33] говорится, что для критериальных функций характерны:

- «овражность»;
- квадратичная форма функций;
- высокая пологость в непосредственных окрестностях оптимумов.

Это раскрывает пути решения проблемы их оптимизации.

## 2.4. Расчетная оценка проектной величины массы ГТД

В предыдущем разделе было показано, что современный подход к оптимизации параметров авиационных ГТД строится на основе критериев эффективности ЛА, включающих в себя массы ГТД. Фактически это означает, что необходимо уметь априорно оценивать по параметрам двигателя проектную массу СУ. Однако зависимости  $M_{\text{дв}} = f(\pi_k^*, T_\Gamma^*, \text{ и др.})$  изучены недостаточно. Поэтому оценку зависимостей массы двигателя от параметров рабочего процесса обычно производят на основании обобщенных статистических данных по выполненным конструкциям ГТД, так как иной, более точной информации на этом этапе не имеется.

Параметрические модели массы авиационного двигателя будут в данном случае опосредованы на множествах конструктивных решений и носят поэтому корреляционный характер и имеют невысокую точность ( $\sigma > 10 \dots 15\%$ ). Однако ценность их заключается в том, что они позволяют получить априорную информацию, накопленную на базе предшествующего опыта конструирования и позволяют на этой основе развить методы прогнозирования массы и ее основных зависимостей для создаваемых ГТД.

Известно немного исследований зависимостей удельной или абсолютной массы газотурбинных двигателей от параметров рабочего процесса  $\pi_k^*$ ,  $T_\Gamma^*$ ,  $t$  и, в какой-то мере, от размера двигателя  $G_B$ . Все они основываются на анализе статистических данных [141, 155]. Определенное развитие получил полуэмпирический подход к формированию структуры уравнений массы ГТД, при котором математическая модель строится на основе теоретических представлений о связи массы двигателя с его параметрами, а затем вносятся поправки, основанные на опыте фактического конструирования. К таким моделям можно отнести уравнение массы ТРД, полученное Павленко В.Ф. [105]:

$$M_{\text{дв}} = BG_B^{1,35} \sqrt{\pi_k^{*0,286}} - 1. \quad (2.13)$$

Исследователи самолетостроительной фирмы Боинг получили зависимости массы СУ, привлекая большое количество статистических данных ГТД, созданных в мире до 1967 г. Эти зависимости подробно рассмотрены в [157] только для ТРД и ТРДД, причем двигатели с расходом



воздуха меньше 11 кг/с к анализу не привлекались. Результаты этого исследования представлены в виде многих поправочных коэффициентов к массе некоторого базового двигателя.

Случевским П.А., Семеновым А.А., Шалашовым В.А., Сосуновым В.А., Литвиновым Ю.Л. получены уравнения для расчета массы ТРД и ТРДД.

Однако среди рассмотренных зависимостей не имеется тех, структура которых отвечала бы задачам исследования оптимизации параметров рабочего процесса всех типов авиационных ГТД.

Наиболее общий случай, пригодный в том числе и для малоразмерных ГТД, был рассмотрен в 1981 году в работе [87], в которой на основе статистических данных было показано, что для семейства проектируемых ГТД равного конструктивно-технологического уровня параметрическая модель массы ТРДД, ТРД, ТВД, ГТД СТ, ВГТД и других может быть выражена уравнением единой структуры:

$$M_{\text{дв}} = B k_{\tau} G_{\text{взл}} (\pi_{\text{квзл}}^{*0,286} - 1)^{m_2} k_c k_{\text{рес}}, \quad (2.14)$$

где  $G_{\text{взл}}$ ,  $\pi_{\text{квзл}}^*$  – значения параметров газогенераторного контура. Остальные величины – это коэффициенты, полученные обработкой статистических данных по созданным ГТД (отечественным и зарубежным до 1975 года).

### 2.4.1. Модели массы ТВД

Как показывает опыт проектирования ГТД, при оптимизационных исследованиях важнейшим фактором является не столько точная оценка абсолютной массы ГТД, сколько адекватность протекания ее зависимости от проектных параметров двигателя. С учетом замечаний, отмеченных в работе [131], связанных со слабой зависимостью относительной массы двигателя

$\mu_{\text{дв вzl}} = \frac{M_{\text{дв}}}{G_{\text{взл}}}$  турбовинтовых двигателей от

$\pi_{\text{квзл}}^*$ , которая, в свою очередь, объясняется пониженной относительной массой компрессора (всего 0,3 от массы двигателя), были продолжены исследования по совершенствованию рассмотренного параметрического уравнения массы ТВД. На основе созданных ГТД до 1975 г., а также опубликованных проектов ГТД до 2000 г. были получены уточ-

ненные уравнения, учитывающие специфические особенности турбовинтовых и турбовинтовентиляторных двигателей:

$$M_{\text{ТВД}} = M_{\text{ГТД}} + M_{\text{ред}}, \quad (2.15)$$

$$\text{где } M_{\text{ГТД}} = 1 + \bar{N}_{\text{взл}} \left( \frac{M'_{\text{ГТД}}}{M_{\text{ГТ}}} - 1 \right) M_{\text{ГТ}}; \quad (2.16)$$

$\bar{N}_{\text{взл}}$  – относительная величина, учитывающая влияние изменения  $\pi_c$  на величину  $\bar{N}_{\text{взл}}$ ;

$\frac{M'_{\text{ГТД}}}{M_{\text{ГТ}}}$  – соотношение, характеризующее ту часть массы ГТД, которая зависит от изменения степени понижения давления в выходном устройстве  $\pi_c$  (турбина, свободная турбина, сопло);

$M_{\text{ГТ}}$  – соответствует массе газогенератора ТВД, не зависящей от изменения  $\pi_c$ .

Для оценки массы редуктора можно применять выражение [130]

$$M_{\text{ред}} = 5 + 78 \left( \frac{N_{\text{в}}}{n_{\text{вв}}} \right) - 2,375 \left( \frac{N_{\text{в}}}{n_{\text{вв}}} \right)^2, \quad (2.17)$$

где  $N_{\text{в}}$  – мощность на выводном валу, кВт;

$n_{\text{вв}}$  – частота вращения этого вала, 1/мин.

Если величина  $n_{\text{вв}}$  неизвестна, то в случае ТВД ее можно оценить по формуле  $n_{\text{вв}} = 9820 N_{\text{в}}^{0,269}$ .

В табл. 2.1 приведены уточненные значения коэффициентов  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$  по статистическим данным до 1990 года и перспективным проектам до 2000 года.

Таблица 2.1. Значения статистических коэффициентов

Тип ГТД	$m_1$	$m_2$	$B$	Кол-во двигателей
ГТД СТ с ред.	0,831	0,206	56,3	31
ГТД СТ б/ред.	0,888	0,541	36,9	22
ТВД и ТВВД с ред.	0,74	0,16	66	27

Среднеквадратичная погрешность оценки массы ГТД с этими коэффициентами не превышает 15%.

## 2.4.2. Модели массы малоразмерных ТРД и ТРДД

В случае ТРД и ТРДД со смешением и без смешения потоков массу малоразмерного двигателя в общем случае можно рассчитать следующим образом [21, 134]:

$$M_{\text{дв}} = (M_{\text{I}} + M_{\text{II}} + M_{\text{КСМ}}) k_{\text{ТГ}} k_{\text{с}} k_{\text{рес}}, \quad (2.18)$$

где  $M_{\text{I}} = B (G_{\text{в I пр.вен}})^{m_1} \left[ \left( \frac{\pi_{\text{КС}}^*}{\pi_{\text{в}}} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{\text{ТГ}}$  – масса газогенератора внутреннего контура двигателя;

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

$M_{\text{II}} = 2,865 G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}^{0,903} m^{0,104} \pi_{\text{в}}^{*1,193}$  – масса турбовентиляторного и обечайки наружного контура;

$M_{\text{КСМ}} = 2,316 G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}^{0,753}$  – масса камеры смешения у ТРДД со смешением потоков внутреннего и наружного контуров;

$M_{\text{ФК}} = 2,9 G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}$  – масса форсажной камеры для ТРДДФ;

$k_{\text{с}}$  – коэффициент, учитывающий совершенствования массы (прогресс конструирования) в зависимости от года сертификации двигателя;

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

$k_{\text{ТГ}}$  – коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя за счет усложнения системы охлаждения турбины:

$$k_{\text{ТГ}} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{\text{Г макс}}^* - 1200).$$

Значения коэффициентов  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$ , определенные на основе статистических данных по малоразмерным ТРД и ТРДД, приведены в табл. 2.2.

Опыт проектирования показывает, что допустимая погрешность при расчете массы ГТД на этапе концептуального проектирования не должна превышать 10-15 % [168]. На ранних этапах проектирования выбор параметров определяет облик будущего двигателя, поэтому необходимо, чтобы модель расчета массы не только адекватно отражала

зависимость массы от проектных переменных (параметров, которые оптимизируются, например, суммарная степень повышения давления, степень двухконтурности, температура газа перед турбиной и др.), но и обеспечивала достаточную точность.

Таблица 2.2. Коэффициенты для расчета массы малоразмерных ТРД и ТРДД

Тип ГТД	0,5 < G <sub>в</sub> I пр вен < 10 кг/с			10 < G <sub>в</sub> I пр вен < 20 кг/с		
	B	m <sub>1</sub>	m <sub>2</sub>	B	m <sub>1</sub>	m <sub>2</sub>
ТРД и ТРДД	15,49	0,87	0,15	6,81	1,19	0,16

Точность модели характеризуется величиной отклонения расчетного по модели значения параметра от фактического его значения. Считается, что статистические модели имеют удовлетворительную точность, если среднеквадратическое отклонение составляет не более 10-15 % [107]. Для данной модели расчета массы была проведена оценка ее точности по четырем основным показателям, которые характеризуют точность прогнозирования: среднеквадратическое отклонение, средняя относительная ошибка аппроксимации, коэффициент корреляции и критерий Фишера.

Относительное среднеквадратическое отклонение модели составило 13 % (средняя ошибка аппроксимации – 10,4 %), коэффициент корреляции равен 0,959, значение критерия Фишера F<sub>расч</sub> = 270, критическое значение критерия Фишера при уровне значимости 0,05 F<sub>табл</sub> = 3,2 (F<sub>расч</sub> > F<sub>табл</sub>), поэтому модель является статистически значимой.

Для расчета массы малоразмерных ТРДД на этапе концептуального проектирования рассматриваются также следующие модели:

$$M_{дв} = 14,7 G_{в\Sigma}^{0,818}; \quad (2.19)$$

$$M_{дв} = 21,55 P_{взл}^{0,98}; \quad (2.20)$$

$$M_{дв} = 19,27 P_{взл}^{0,92} \pi_{к\Sigma}^{*0,11} m^{0,03}; \quad (2.21)$$

$$M_{дв} = 6,88 \left( \frac{G_{в\Sigma \text{ взл}}}{m+1} \right)^{1,14} \left( \left( \frac{T_{\Gamma}^*}{288} \right)^{0,21} + 3,742 \pi_{\Sigma}^{*0,133} \right) + 4,82 G_{в\Sigma \text{ взл}}^{0,834} m^{0,223}. \quad (2.22)$$

Первое слагаемое характеризует массу внутреннего контура двигателя, а второе – наружного контура.

$G_{\text{взл}}^*$  – суммарный расход воздуха через двигатель;  
 $\pi_{\text{КС}}^*$  – суммарная степень повышения давления компрессора;  
 $m$  – степень двухконтурности;  
 $T_{\text{г}}^*$  – температура газов перед турбиной.

Статистическая оценка моделей расчета массы малоразмерных ТРД и ТРДД приведена в табл. 2.3.

**Таблица 2.3. Сравнение точности математических моделей**

Модель	(2.18)	(2.19)	(2.20)	(2.21)	(2.22)
Среднеквадратическое отклонение $\sigma$	13,5	25,5	18,6	13,4	10,1
Средняя относительная ошибка аппроксимации $A$	10,4	20,2	12,8	10,0	8,7
Коэффициент корреляции $r$	0,959	0,79	0,953	0,969	0,971
Критерий Фишера ( $F_{\text{табл}} / F_{\text{расч}}$ )	$3,2 < 270$	$3,95 < 142$	$3,95 < 898$	$2,74 < 368$	$2,56 < 215$

Зависимость массы мини ТРД от максимальной тяги может быть оценена по зависимости [210]

$$M_{\text{дв}} = 0,22037 + 0,01036P_0 + 2,8 \cdot 10^{-6} P_0^2. \quad (2.23)$$

Исходя из полученных результатов, можно сделать следующие выводы:

- на этапе концептуального проектирования малоразмерных ТРД и ТРДД наиболее предпочтительными являются модели (2.18) и (2.22);
- модели (2.19), (2.20), (2.21) и (2.23) целесообразно использовать для предварительной оценки массы силовой установки при проектировании летательного аппарата.

#### **2.4.3. Актуализация математической модели массы вертолетных ГТД**

Так как такие модели основаны на статистических данных созданных ГТД, это означает, что по мере появления новых ГТД требуется периодически уточнять значения коэффициентов в формуле (2.14). И

если коэффициенты  $k_{T_r}$ ,  $k_c$ ,  $k_{pec}$ , как показано в [73], отражают влияние на массу основных материальных и конструктивных признаков текущего поколения ГТД, то именно коэффициенты  $m_1$  (опосредованно через расход воздуха  $G_B$ ) и  $m_2$  (через степень повышения давления  $\pi_k^*$ ) определяют характер изменения  $M_{дв}$  при варьировании параметрами  $\pi_k^*$  и  $T_r^*$ . В работе [27] приведены результаты исследования влияния изменения массовых характеристик вертолетных ГТД в период 1985...2010 гг. на коэффициенты по формуле (2.14). В табл. 2.4 и 2.5 приведены рассмотренные ГТД СТ с редуктором и без редуктора. В табл. 2.6 приведены коэффициенты в модели массы ГТД.

Как видно из рис. 2.1 и 2.2, изменения коэффициентов  $m_1$  и  $m_2$  имеют одинаковую тенденцию для ГТД с редуктором и без него, но разную динамику.

Таблица 2.4. Основные технические данные ГТД СТ с редуктором

№	ГТД	$\pi_k^*$	$T_r^*$ , К	$G_B$ , кг	$M_{дв}$ , кг	Год сертификации
1	АИ-450	7,33	1100	1,72	103	2010
2	PT6B-36	7,6	1350	3,5	161	1985
3	250-C20R	8	1200	1,733	78	1986
4	Arrius 1A	8	1300	1,8	101,3	1987
5	PW 207K	8	1310	1,95	108,3	2003
6	TM319-2	8	1380	2,2	98	1993
7	Arriel 1S1	8	1340	2,5	131	1996
8	PW206A	8,1	1300	1,95	107,5	1991
9	TM319	8,5	1300	1,6	87	1985
10	LTS101-750C-1	8,5	1330	2,03	110	1985
11	250-C34	8,5	1200	2,54	116	1986
12	Arrius 2K1	9	1250	2,4	115	2001
13	TB-0-100	9,2	1300	2,66	125	1990
14	250-C40	9,2	1200	2,77	127	1988
15	TM 333	11	1370	3	140	1985
16	MTM.385R	11,8	1424	3,5	192	1990
17	MTR.390	13	1450	3,2	154	1993
18	ГТД-400	15,2	1370	1,15	85	2000

Таблица 2.5. Основные технические данные ГТД СТ без редуктора

№	ГТД	$\pi_k^*$	$T_r^*$ , К	$G_B$ , кг	$M_{дв}$ , кг	Год сертификации
1	T-800-LHT-801	14	1500	3,76	150	1993
2	T-800-LHT-800	14	1540	4	136	1985
3	T-800-APW-800	15	1500	4	135	1990
4	СТ7-6	18	1588	4,87	224	1985
5	RTM322-01	14	1480	5,75	240	1988
6	RTM322-01/9	16,1	1500	6	228	2004
7	ТВ7-117В	16	1500	7,95	380	2000
8	ТВ7-117ВК(проект)	16	1500	7,95	380	2000
9	ТВ3-117ВМ	9,4	1163	8,7	294	1986
10	ТВ3-117ВМА-СБЗ	9,4	1193	8,7	294	1987
11	ТВ3-117ВМА	9,6	1263	9,1	293	1986
12	ВК-3000	17	1510	9,2	360	2010
13	ВК-3000В	17	1530	9,2	360	2010
14	ВК-2500	10	1313	9,3	300	2000
15	ТВ3-117ВМА-СБЗ-1	10	1313	9,3	300	2000
16	ТВаД 3000	21	1550	10,8	500	2010

Таблица 2.6. Коэффициенты в модели массы ГТД

Тип ГТД	$B$	$m_1$	$m_2$
с редуктором	51,4	$0,0159 G_B + 0,8464$	$0,0078 \pi_k^* + 0,3807$
без редуктора	39,53	$0,0149 G_B + 0,7999$	$0,001 \pi_k^* + 0,9846$

Для двигателей с редуктором (в среднем доля редуктора в массе двигателя составляет 10%) при росте значений  $\pi_k^*$  и  $G_B$  происходит ослабление их влияния на массу ГТД в силу того, что понижается относительная доля разницы между массой собственно двигателя и примерно постоянной (точнее не зависящей от  $\pi_k^*$  и  $G_B$  при  $N_e = \text{const}$ ) долей массы редуктора  $M_{ред}$ . Рост массы двигателя с редуктором (используют значения коэффициентов табл. 2.6) при увеличении степени повышения давления на 15% составляет в среднем 1,7 %, а увеличение расхода воздуха на 15% дает прибавку в 12,3 %. Если аналогично рас-

смотреть ГТД СТ без редуктора, то влияние  $\pi_k^*$  и  $G_B$  на массу двигателя сильнее, чем в предыдущем случае. Так, повышение значений  $\pi_k^*$  и  $G_B$  на 15% приводит к увеличению  $M_{дв}$  на 7,8 % и 17,8 % соответственно.

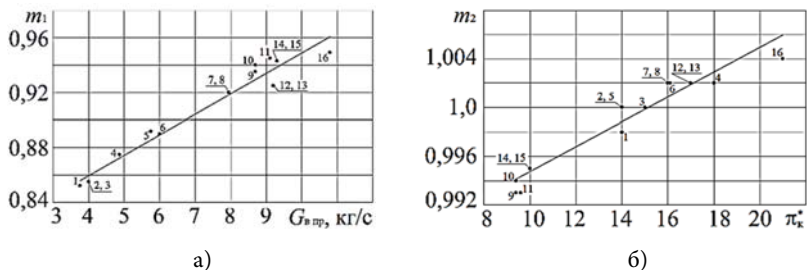


Рис 2.1. Изменение коэффициентов  $m_1$  (а) и коэффициента  $m_2$  (б) для модели массы ГТД СТ без редуктора

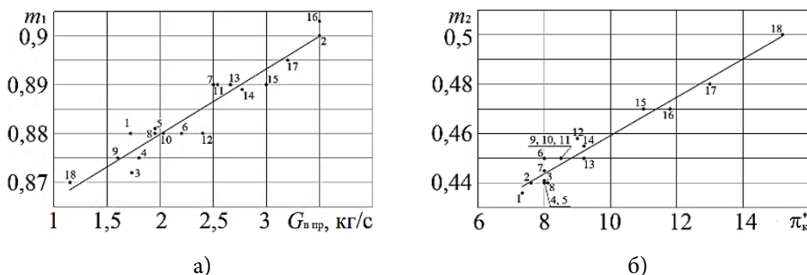


Рис 2.2. Изменение коэффициентов  $m_1$  (а) и коэффициента  $m_2$  (б) для модели массы ГТД СТ с редуктором

Такой же подход был использован при уточнении коэффициентов  $k_{T_r}$  и  $k_c$ . Коэффициент  $k_{T_r}$ , учитывающий возрастание массы ГТД за счет системы охлаждения турбины, первоначально имел линейный характер изменения от  $T_r^*$ :

$$k_{T_r} = 1 + (T_{r \max}^* - 1200)10^{-4}. \quad (2.24)$$

Хорошо известно, что при заданной мощности рост температуры газа снижает потребный расход воздуха через двигатель и, как следует из рассмотренных параметрических моделей массы ГТД, приводит к



уменьшению массы  $M_{дв}$ . С другой стороны, увеличение  $T_{г\text{ расч}}^*$  при переходе к охлаждаемым турбинам ведет к увеличению массы ГТД за счет конструктивных элементов, реализующих работу системы охлаждения (каналы подвода охлаждающего воздуха, патрубки, покрывные диски, двухслойная конструкция корпуса турбины (надроторные вставки), система лабиринтных уплотнений, сопловые подкручивающие решетки, теплоизоляция уплотнения, система управления и т.п.). С учетом указанных соображений была получена уточненная зависимость [166]

$$k_{Tr} = 0,876 + 10,84 \cdot 10^{-5} T_{г}^*, \quad (2.25)$$

которая имеет по сравнению с (2.24) более пологий характер, что можно объяснить прогрессом (1975г.→2005г.) в конструктивном совершенстве систем охлаждения (рис. 2.3).

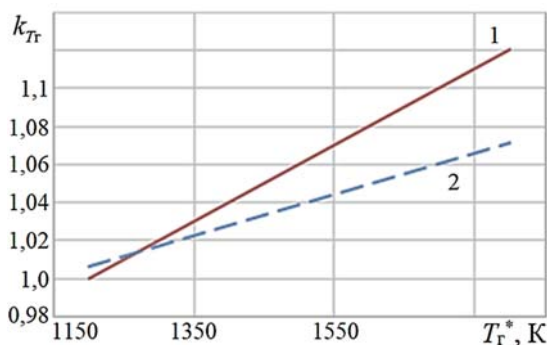


Рис. 2.3 Уточнение коэффициента  $k_{Tr}$

Коэффициент  $k_c$  характеризует совершенствование массы двигателя внедрением конструктивно-технологических мероприятий (во многом он зависит от периода создания ГТД, т.е. года начала серийного производства). Актуализация  $k_c$  проведена на базе анализа статистических данных по вертолетным ГТД, созданным после 1985 года, путем аппроксимации интегральных количественных значений  $k_c$ , которые для каждого двигателя определялись как:

$$k_c = \left( \frac{M_{дв}}{N_e} \right)_i / \left( \frac{M_{дв}}{N_e} \right)_{баз}. \quad (2.26)$$

За базовый вариант принят двигатель RTM322-0/09, серийный выпуск которого начался в 2005 году. Зависимость  $k_c$  от года начала серийного производства приведена на рис. 2.4.

Данную зависимость можно представить как:

$$k_c = 16,46 \cdot 10^{-5} t_{\text{год}}^2 - 667,33 \cdot 10^{-3} t_{\text{год}} + 677,41 \quad (2.27)$$

где  $t_{\text{год}}$  – год начала серийного выпуска ГТД СТ.

Проведенные мероприятия позволили довести среднеквадратичное отклонение для результатов получаемых по данной модели до  $< 8 \%$ .

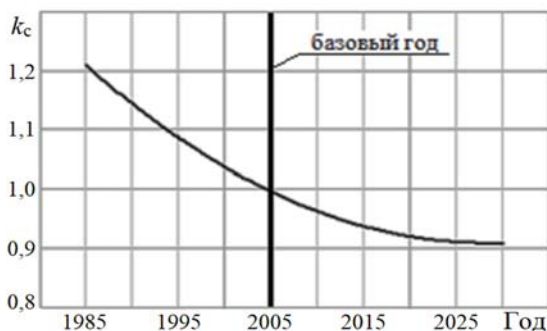


Рис. 2.4 Изменение коэффициента  $k_c$  в зависимости от года начала серийного производства двигателя

Такая точность модели для начального этапа проектирования обусловлена обработкой опубликованных статистических данных, которая привела к актуализации коэффициентов  $k_c$  и  $k_T$ , и представлением коэффициентов  $m_1$  и  $m_2$  в виде зависимостей от основных параметров рабочего процесса.

Полученные зависимости более корректно отражают тенденцию характера протекания зависимостей  $M_{\text{дв}}$  от расхода воздуха  $G_v$ , степени повышения давления  $\pi_k^*$ . Необходимо отметить, что влияние расхода воздуха  $G_v$  (фактически размера двигателя) на массу сильнее влияния степени повышения давления  $\pi_k^*$  от 2 до 8 раз для всех рассматриваемых вариантов ГТД.

#### 2.4.4. Актуализация модели массы ТВД\*

Аналогичные исследования проведены и для актуализации модели массы ТВД [36]. Как показано выше, массу ТВД можно представить в виде суммы массы собственно газотурбинного двигателя и массы редуктора. В табл. 2.7 приведены статистические материалы по основным техническим данным авиационных малоразмерных ТВД.

В этой таблице отдельными колонками приведены рассчитанные величины  $M_{ред}$  и  $M_{ГТД}$ . Для получения адекватных значений коэффициентов использовалась функция

$$f(G_{взл}, \pi_k^*, T_g^*, B, m_1, m_2) = M_{0 ГТД} - M_{ГТД}. \quad (2.28)$$

Таблица 2.7. Основные технические данные ТВД

№	ГТД	$M_{ТВД}$ , кг	$M_{0 ТВД}$ , кг	$M_{ред}$ , кг	$G_b$ , кг/с	$\pi_k^*$	$T_g^*$ , К	Дата серг.	$N_s$ , кВт (H=0; V=0)
1	T56-A-18	705	541	164	14,5	9,7	1450	1961	3919
2	АИ-24Т/ВТ	600	427	173	14,4	7,65	1070	1963	2075
3	ТРЕ331-1	152	108	44	2,81	8,34	1278	1967	496
4	ТРЕ331-2	152	107	45	2,81	8,54	1278	1967	533
5	ТРЕ331-8	168	117	51	2,6	10,8	1278	1976	645
6	РТ6А-50	263	186	77	3,9	8,6	1423	1976	863
7	LTP101-600	152	108	44	2,27	8,5	1313	1976	456
8	ТРЕ331-9	168	117	51	2,6	10,8	1278	1977	645
9	ТВД-10Б	225	157	68	4,58	7,4	1160	1978	706,1
10	ТРЕ331-11	182	127	55	3	10,8	1278	1979	746
11	LTP101-700А-1	145	102	43	2,27	8,6	1313	1980	551,6
12	СТ7-5	307	218	89	3,48	18	1473	1983	1213
13	СТ7-5А	349	242	107	4,5	18	1473	1983	1276
14	PW120	417,8	295	123	7,71	15	1490	1983	1471
15	СТ7-7Е	307	215	92	4,5	18	1473	1984	1249,5
16	ТРЕ331-14	251	174	77	5,17	10,8	1278	1984	919

\*Результаты этого раздела получены совместно с Рызывановым И.П.

Окончание табл. 2.7

17	ТРЕ331-15	259	183	76	5,17	10,8	1278	1984	1213
18	ТР-500	153	107	46	1,9	8	1298	1988	367,7
19	PW124	481	344	137	6,38	14,1	1366	1988	1853
20	ТРФ351-20	347	247	100	6,3	13,3	1078	1990	1120
21	ТВ7-117С	570	405	165	8,7	16	1525	1991	1838,8
22	ТВД-1500Б	240	169	71	4,4	14,4	1540	1992	956,2
23	ТВ3-117ВМА-СБМ	570	394	176	9,3	10	1293	1997	1840
24	ТВ7-117СД	530	370	160	9,2	17	1530	1997	2059,4
25	ВК-1500С	340	235	105	7,3	7,4	1187	1999	1104
26	ТВД-20М	240	166	74	5,9	9	1160	1970	1066,5

В результате были получены значения коэффициентов  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$ , при которых масса ГТД стремилась бы к  $M_{0ГТД}$ . После уточнения протекания  $m_1$  и  $m_2$ , которое довело значение достоверности аппроксимации  $R^2$  выше 0,95, были получены зависимости, приведенные на рис. 2.5.

Это линейные зависимости:

$$m_1 = 0,0310G_B + 0,7221, \quad (2.29)$$

$$m_2 = 0,0332 \pi_k^* + 0,1915. \quad (2.30)$$

Так как найти зависимость коэффициента  $B$  от рассматриваемых параметров затруднительно, значение этого коэффициента выбрано как среднее арифметическое – 40.

Уточнение коэффициента  $k_{ТГ}$  выполнено с помощью созданной модели охлаждаемой турбины. Для нее рост  $T_{Г}^*$  приводит к изменению массы элементов системы охлаждения с учетом соответствующего моделирования градиента запаса прочности, напряжения и перемещений колеса турбины по всему сечению. В результате получено уточненное выражение  $k_{ТГ}$  [36]:

$$k_{ТГ} = 0,8039 + 2 \cdot 10^{-4} T_{Г}^*. \quad (2.31)$$

Как следует из рис. 2.6, уточненный коэффициент имеет более пологое протекание, что, очевидно, можно объяснить прогрессом в конструктивном совершенстве систем охлаждения.

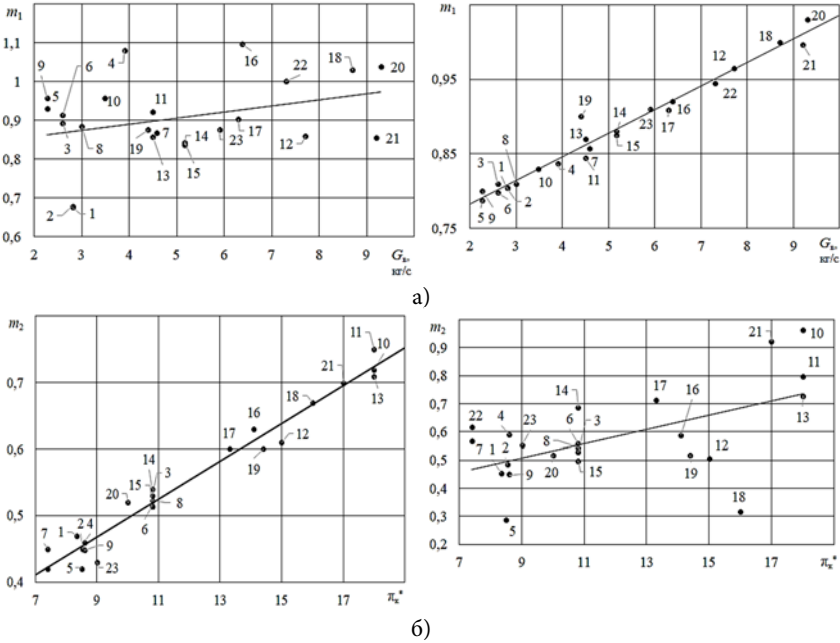


Рис. 2.5. Уточненные зависимости коэффициентов  $m_1$  от расхода воздуха  $G_v$  (а) и  $m_2$  от степени повышения давления  $\pi_k^*$  (б)

Коэффициент  $k_c$  характеризует улучшение массы двигателя путем применения новых конструктивно-технологических решений. Актуализация коэффициента  $k_c$  проведена для ТВД после 1985 года выпуска путем аппроксимации интегральных количественных значений  $\bar{k}_c$ , которые для каждого двигателя определялись как:

$$\bar{k}_c = \left[ \left( \frac{N_{\text{э}}}{M_{\text{дв}}} \right)_{\text{баз ГТД}} \right] / \left[ \left( \frac{N_{\text{э}}}{M_{\text{дв}}} \right)_{\text{ГТД}} \right]. \quad (2.32)$$

За базовый вариант ТВД был принят двигатель ВК-1500С, выпуск которого начался в 1999 году. На рис. 2.7 показано изменение величины  $k_c$  по годам.

Аппроксимация полученных значений  $k_c$  дает следующее выражение:

$$k_c = 18,9711 - 2 \cdot 10^{-4} \cdot t_{\text{год,р}}^2 - 87 \cdot 10^{-4} \cdot t_{\text{год,р}}, \quad (2.33)$$

где  $t_{\text{год,р}}$  – разница в годах от начала серийного производства между выбранным двигателем и базовым.

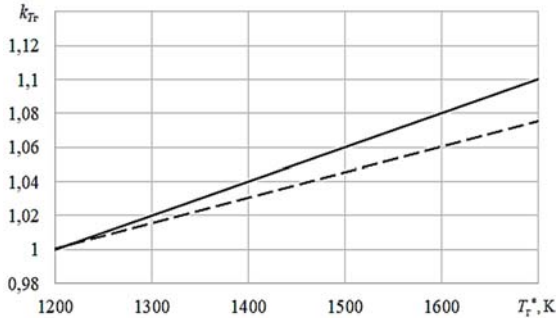


Рис. 2.6. Уточнение коэффициента  $k_{T_r}$   
 (-----) модель  $k_{T_r}$  по данным ГТД до 1972 г.,  
 (— — —) уточненный коэффициент  $k_{T_r}$

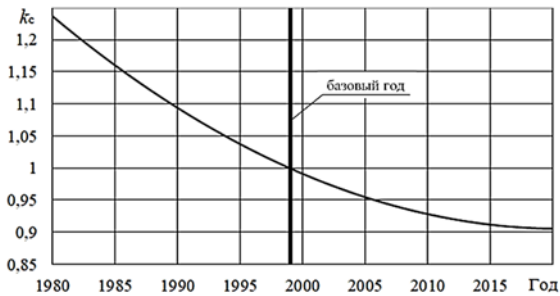


Рис. 2.7. Характер изменения коэффициента  $k_c$

#### 2.4.5. Особенности построения модели массы силовой установки

Согласно [113], в типовой весовой сводке ЛА в силовую установку (СУ) входят двигатели (основной и вспомогательные), воздушные винты с коками и элементами крепления (ТВД), средства установки

двигателей (мотогондол с воздухозаборниками, воздушными каналами и выходными каналами), пилоны, капоты, системы двигателя управления (выхлопа, реверсирования, контроля, противообледенительная система и др.), топливная система (баки, система подачи, система заправки, аварийного слива и др.).

На этапе начального проектирования допустимо оценивать массу СУ [21]:

$$M_{СУ} = n_{дв} k_{СУ} M_{дв}, \quad (2.34)$$

где  $n_{дв}$  – число двигателей на ЛА;

$k_{СУ}$  – коэффициент увеличения массы за счет элементов, относящихся к СУ (элементы крепления, мотогондол и т.п.);

$M_{дв}$  – масса двигателя.

Обычно для ТРД и ТРДД принимаются  $k_{СУ} = 1,4 \dots 1,6$ . Для вертолетных ГТД  $k_{СУ} = 1,65 \dots 1,95$ , для СУ ДПЛА и БЛА  $k_{СУ} = 1,3 \dots 1,35$ . Для турбовинтовых двигателей также можно применить зависимость (2.34), однако такая модель не позволяет учесть тот факт, что масса редуктора и воздушных винтов не зависит от параметров рабочего процесса, т.к. масса редуктора в этом случае включена в общую массу ТВД, а масса винтов учитывается коэффициентом  $k_{СУ}$ .

Кроме того, такая модель позволяет учесть при оптимизации параметров ТВД изменение массы двигателя только в зависимости от величин  $G_B$  и  $\pi_c^*$ , в то время как масса двигателя и, главным образом масса редуктора, сопла и воздушных винтов, заметно зависит от величины  $\pi_c$ .

Одним из основных требований, предъявляемых к моделям массы ГТД на стадии параметрических исследований, является правильное отражение физической картины влияния основных оптимизируемых параметров двигателя на его массу. При этом важным фактором является адекватность протекания зависимостей массы СУ от оптимизируемых параметров двигателя. Отмеченное выше несовершенство модели (2.34) применительно к ТВД потребовало разработку улучшенных моделей.

1. Модель массы СУ с ТВД, которая дополнительно к  $\pi_c^*$  и  $G_B$  ( $\sim T_T^*$ ) учитывает влияние  $\pi_c$  на массу редуктора, на массу условной части турбины, работающей на винт, и на массу выходного устройства:

$$M_{\text{СУ}} = n_{\text{дв}} k_{\text{СУ}} M_{\text{ТВД}}^*, \quad (2.35)$$

$$\text{где } M_{\text{ТВД}}^* = M_{\text{ТВД}} \left[ 1 + (\bar{N}_{\text{взл}} - 1)(a_{\text{ред}} + a_{\text{ТНД}} + a_{\text{ВУ}}) \right]; \quad (2.36)$$

$$k_{\text{СУ}} = \frac{M_{\text{ТВД}}^* + \Delta M_{\text{СУ}}^*}{M_{\text{СУ}}^*}. \quad (2.37)$$

Здесь масса  $M_{\text{ТВД}}$  может быть определена с соответствующими для ТВД значениями коэффициента  $m_1$ ,  $m_2$ ,  $B$ ,  $k_{\text{т}}$ ,  $k_{\text{с}}$  по параметрической зависимости (2.14), а  $\Delta M_{\text{СУ}}^*$  – масса мотогондолы, крепежного оборудования, агрегатов двигателя (не входящих в массу двигателя) и воздушных винтов;

$\bar{N}_{\text{взл}}$  – относительная величина, учитывающая влияние изменения  $\pi_{\text{с}}$  на величину  $N_{\text{взл}}$ ;

$$a_{\text{ред}} = \frac{M_{\text{ред}}}{M_{\text{ТВД}}} \text{ – относительная доля массы редуктора};$$

$a_{\text{ТНД}} = \frac{M_{\text{ТНД}}}{M_{\text{ТВД}}}$  – относительная доля массы турбины, условно работающей на винт;

$a_{\text{ВУ}} = \frac{M_{\text{ВУ}}}{M_{\text{ТВД}}}$  – относительная доля массы выходного устройства в общей массе двигателя.

2. Модель массы СУ с ТВД, в которой выделена абсолютная масса воздушных винтов и самолетных агрегатов:

$$M_{\text{СУ}} = n_{\text{дв}} (M'_{\text{ГТД}} k'_{\text{СУ}} + M_{\text{вв}} + M_{\text{агр}}), \quad (2.38)$$

$$\text{где } M'_{\text{ТВД}} = \left[ 1 + \bar{N}_{\text{взл}} \left( \frac{M_{\text{ТВД}}}{M_{\text{ГТД}}} - 1 \right) \right] M_{\text{ГТД}}; \quad (2.39)$$

$$k'_{\text{СУ}} = \frac{M'_{\text{ТВД}} + \Delta M_{\text{СУ}}}{M'_{\text{ТВД}}}; \quad (2.40)$$

$\Delta M_{\text{СУ}}$  – масса мотогондол, крепежного оборудования и других узлов, зависящих от массы двигателя;



$M_{\text{ТВД}}$  – определяется по зависимостям (2.14);

$M_{\text{ГТД}}$  – соответствует массе «газогенератора» ТВД, в которую не входит масса редуктора и масса части турбины, работающей на привод винта;

$\frac{M_{\text{ТВД}}}{M_{\text{ГТД}}}$  – характеризует массу ТВД, которая зависит от изменения  $\pi_c$  (редуктор, часть турбины, работающей на винт и выходное устройство);

$M_{\text{агр}}$  – масса самолетных и других агрегатов СУ, которая не зависит от оптимизируемых параметров  $\pi_k^*$  и  $\pi_c$ ;

$M_{\text{вв}}$  – масса воздушных винтов, которая, учитывая преобладающее влияние на нее взлетной тяги винтов, оценивается по выражению

$$M_{\text{вв}} = C_1 P_{\text{в взл}}, \quad (2.41)$$

где  $C_1$  – масса винта, приходящаяся на единицу тяги винта.

3. Модель массы СУ, в которой выделена масса редуктора, воздушных винтов и самолетных агрегатов:

$$M''_{\text{СУ}} = n_{\text{дв}} (M''_{\text{ТВД}} k''_{\text{СУ}} + M_{\text{вв}} + M_{\text{ред}} + M_{\text{агр}}), \quad (2.42)$$

где

$$k''_{\text{СУ}} = \frac{M''_{\text{ТВД}} + \Delta M_{\text{СУ}}}{M''_{\text{ТВД}}}; \quad (2.43)$$

$$M''_{\text{ТВД}} = \left[ 1 + \bar{N}_{\text{взл}} \left( \frac{M_{\text{ГТД}}}{M_{\text{ГТ}}} - 1 \right) \right]; \quad (2.44)$$

$M_{\text{ГТД}}$  – масса ГТД, определяемая с помощью коэффициентов  $m_1, m_2, B$ , соответствующих вертолетным двигателям без редуктора;

$M_{\text{ГТ}}$  – соответствует условной массе «газогенератора» ТВД, в которую не входит масса редуктора и масса части турбины, работающей на винт;

$\frac{M_{\text{ГТД}}}{M_{\text{ГТ}}}$ ,  $M_{\text{вв}}$ ,  $M_{\text{агр}}$  – см. модель 2.

Представление модели массы СУ с ТВД было получено с учетом результатов исследования связей между величиной  $\pi_c$  и массами  $M_{\text{вв}}$ ,  $M_{\text{ред}}$ ,  $M_{\text{ВУ}}$  при условии  $P_{\text{ТВД}} = \text{const}$  (рис. 2.8) [28].

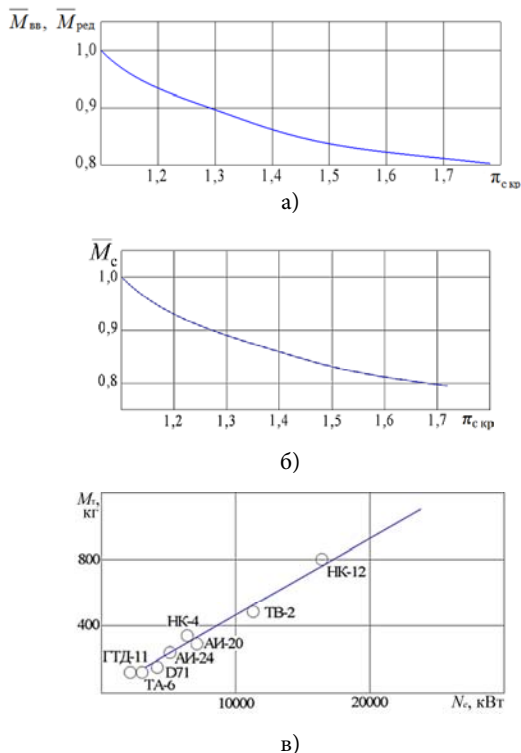
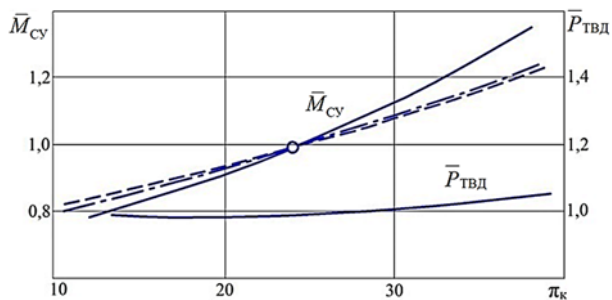


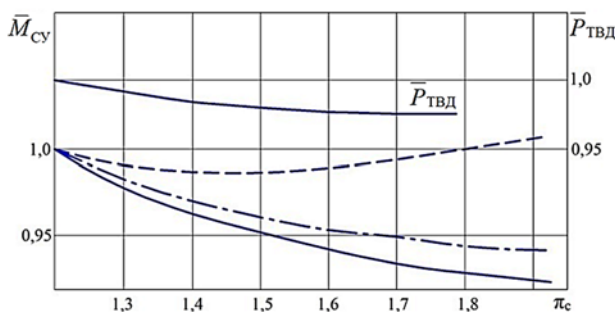
Рис. 2.8. Влияние  $\pi_c$  на относительное изменение массы воздушного винта и редуктора (а), массы сопла  $\bar{M}_c$  (б) и опосредованно через  $N_T$  на относительное изменение массы турбины  $\bar{M}_T$  (в)

Результаты, полученные для моделей (2.35), (2.38), (2.42), представлены на рис. 2.9 и 2.10 [29]. Сопоставление показывает, что рассматриваемые зависимости удовлетворительно согласуются между собой при изменении  $\pi_k^*$ . С другой стороны, предложенные модели заметно отличаются друг от друга при учете изменения  $\pi_c$ . Большой градиент зависимостей для массы СУ с ТВД для моделей (2.38) и (2.42) в этом случае объясняется четким характером найденных связей от  $\pi_c$  таких узлов, как воздушный винт и редуктор. В то время как в модели массы СУ с ТВД (2.35) такая связь косвенно выражается только через изменение удельной эквивалентной мощности (или тяги ТВД). Эта связь, как

известно из теории ВРД, очень слабая. Так, например, если  $\pi_c$  изменяется от 1,1 до 1,7, то масса винта и редуктора изменится на 34%, а масса СУ в целом на 8%. Это же изменение  $\pi_c$  приводит только к 3% изменению эквивалентной мощности, а следовательно и расхода воздуха, являющегося определяющей величиной в моделях (2.38) и (2.42).



а)



б)

Рис. 2.9. Влияние  $\pi_k^*$  (а) и  $\pi_c$  (б) на относительное изменение массы СУ для различных моделей

На рис. 2.10 показано относительное изменение массы силовой установки  $\bar{M}_{СУ}$  согласно модели (2.42) и массы топлива, потребного на полет при  $t_{кр} = 3$  ч и  $t_{кр} = 6$  ч в зависимости от изменения оптимизируемых параметров рабочего процесса ТВД ( $\pi_k^*$  и  $\pi_c$ ), а также влияние этого изменения на образование минимумов суммарной массы силовой установки и топлива  $\bar{M}_{СУ+m}$ . Этот критерий [85, 86]

позволяет оценить в первом приближении эффективность применения СУ в системе ЛА. Противоположное влияние изменений  $\pi_{кр}^*$  и  $\pi_{с}$  на величины  $\bar{M}_{СУ}$  и  $\bar{M}_m$  (рис. 2.10) приводит к образованию аналогичных экстремумов и для других критериев оценки ЛА.

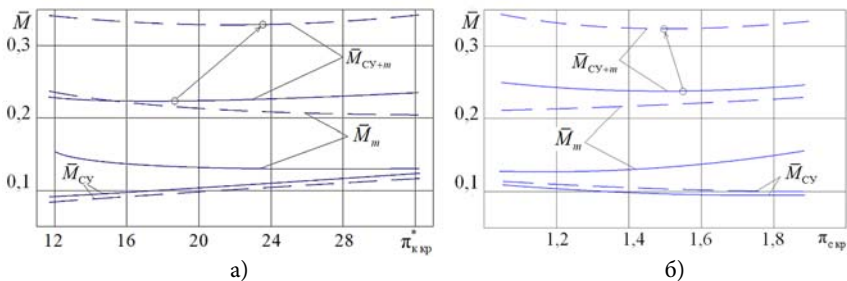


Рис. 2.10. Влияние  $\pi_{кр}^*$  (а) и  $\pi_{с}$  (б) на относительное изменение

$$\bar{M}_{СУ}, \bar{M}_m \text{ и } \bar{M}_{СУ+м} \left( \bar{M} = \frac{M_i}{M_0} \right), \text{ при } M_0 = var \text{ для дальностей полета}$$

$$t_{кр} = 3\text{ч} (-----) \text{ и } t_{кр} = 6\text{ч} (-----)$$

В табл. 2.8 приведены результаты поэлементного анализа относительных масс некоторых СУ с ТВД и ТВВД. Как видно из табл. 2.8, массы их существенно отличаются, а одноименные коэффициенты рассматриваемых СУ удовлетворительно согласуются между собой.

Таблица 2.8. Поэлементный анализ массы некоторых силовых установок с ТВД

Показатель	I	II	III	IV
$M'_{ТВД}$	3065	2692	4710	1623
$M''_{ТВД}$	2165	2102	2835	968
$\Delta M_{СУ}$	974	1009	1195	486,4
$M_{ред}$	940	590	1725	655
$M_{вв}$	1190	1095	1585	747
$k_{СУ} = \frac{M_{СУ}}{M'_{ТВД}}$	1,71	1,781	1,667	1,70

$k'_{\text{СУ}} = \frac{M'_{\text{ТВД}} + \Delta M_{\text{СУ}}}{M'_{\text{ТВД}}}$	1,263	1,365	1,205	1,3
$k''_{\text{СУ}} = \frac{M''_{\text{ТВД}} + \Delta M_{\text{СУ}}}{M''_{\text{ТВД}}}$	1,379	1,456	1,457	1,502

Сравнительные результаты оптимизации проектных параметров ТВД при использовании рассмотренных моделей массы СУ (2.35, 2.38, 2.42) показывают, что при традиционном подходе к расчету массы СУ (2.34), когда коэффициентом  $k_{\text{СУ}}$ , кроме всего прочего учитывается также масса воздушных винтов и самолетных агрегатов, оптимальные параметры рабочего процесса ТВД занижаются на 8...10 % по  $\pi_{\text{к}}^*$  и на 6...10 % по  $\pi_{\text{с}}$ . У моделей (2.38) и (2.42) этот недостаток отсутствует. Это обусловлено тем, что в этих моделях отражаются физические связи между оптимизируемыми параметрами и узлами силовой установки.

Это подтверждает возможность применения моделей (2.38) и (2.42), основанных на статистике созданных ТВД, для параметрического анализа и оптимизации параметров перспективных вариантов ТВД.

## 2.5. Оптимальное согласование параметров МГТД и ЛА

Исходным условием согласования параметров МГТД и ЛА является равенство потребной и располагаемой тяг (мощностей) на всех регламентируемых режимах полета и обеспечение выполнения ЛА своего функционального назначения ( $L_{\text{п}}$ ,  $M_{\text{кн}}$  и т.п.). К факторам, влияющим на величину потребной тяги, относятся не только параметры ЛА (взлетная и полетная масса планера и т.п.), но и параметры рабочего процесса МГТД ( $\pi_{\text{к}}^*$ ,  $T_{\text{к}}^*$ ,  $t$  и другие), определяющие массу СУ, величину запаса топлива на ЛА, вредное сопротивление мотогондол и влияющие в конечном итоге на баланс масс, аэродинамику и баланс сил, действующих на ЛА. Концепция оптимального согласования параметров ЛА и двигателя исходит из необходимости рационального решения основной проектной задачи – обеспечить транспортировку ЛА заданной полез-

ной нагрузки  $M_{кн}$  на заданную дальность полета при заданном профиле и условиях полета. Для этого параметры двигателя и ЛА ( $\pi_k^*$ ,  $T_g^*$ , ...,  $M/S_{кр}$ , ...) должны быть согласованы таким образом, чтобы обеспечивалось выполнение ЛА – проектного задания ( $M_{кн}$ ,  $L_{п}$ ), технических требований к ЛА ( $L_{впп}$ ,  $H_{п}$ ,  $M_{п}$ ) и при этом в случае многоцелевого назначения обеспечивалась максимальная эффективность ЛА по комплексу требуемых показателей эффективности:  $y = (M_0, M_{СУ+m}, C_{ТКМ}, A, a, S_{ж\ дв}, S_{ж\ ЛА}, \dots)$  с учетом налагаемых ограничений.

При начальном проектировании оптимальное согласование характеристик ЛА и МГТД можно осуществить, если установлено влияние и взаимосвязь значений параметров рабочего процесса двигателя на технико-экономические характеристики эффективности ЛА. Это означает, что необходимо располагать системой математических моделей, учитывающих условия функционирования (полетный цикл, регламентируемые режимы). Такая система должна определять аэродинамические и массовые характеристики ЛА, термодинамические и массовые характеристики СУ, запасы топлива на борту, технико-экономические показатели эффективности системы МГТД – ЛА.

В процессе предварительного проектирования малоразмерных ГТД для предполагаемого самолета (опережающее проектирование МГТД), когда еще не ясен облик самолета, аэродинамические характеристики планера определяются расчетным путем [157]. Для получения достаточно достоверных зависимостей аэродинамических характеристик планера (лобовое сопротивление, подъемная сила и др.) от геометрических параметров элементов планера необходимо корректировать аналитические расчеты, используя информацию по самолетам – прототипам, по конфигурации близким к предполагаемому самолету.

МГТД разного типа нашли широкое применение для самолетов определенного класса. В основном это дозвуковые самолеты широкого диапазона назначений: от легких магистральных самолетов с  $M_0 < 50$  т до самолетов с  $M_0 < 5$  т. Этому классу самолетов характерен ряд отличий от средних и тяжелых самолетов. Это объясняется влиянием размерности самолета. В табл. 2.9 приведены данные [113], свидетельствующие о том, что с уменьшением  $M_0$ , а следовательно и размеров самолета, изменяются относительные массы составных элементов самолета. В этой же работе указывается, что уменьшение размеров самолета приводит к снижению аэродинамического качества планера (так,

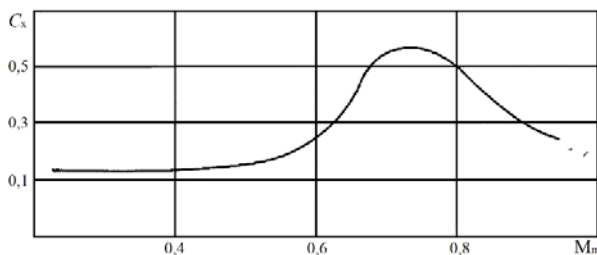
при уменьшении  $M_0$  с 200 т до 5 т аэродинамическое качество уменьшается на 10... 15 %). Такие изменения относительных масс и качества неизбежно отражаются на балансе масс, эффективности самолета и результатах согласования ЛА и МГТД.

**Таблица 2.9. Относительные массы конструкции, силовой установки, топлива, оборудования и управления самолета**

Назначение ЛА	$\overline{M}_{пл}$	$\overline{M}_{СУ}$	$\overline{M}_m$	$\overline{M}_{об+упр}$
Магистральный тяжелый	0,25...0,27	0,08...0,10	0,35...0,4	0,09...0,11
Магистральный легкий	0,3...0,32	0,12...0,14	0,18...0,22	0,12...0,14
Региональный	0,29...0,31	0,14...0,16	0,12...0,18	0,12...0,14

Аэродинамический расчет предназначен для определения сил, действующих на самолет в полете, включая и тягу СУ, потребную для осуществления полета. С учетом этого характерной особенностью аэродинамического расчета самолета является задание аэродинамических характеристик планера (фюзеляж, крыло, стабилизатор) зависимостями коэффициентов  $C_x$ ,  $C_y$  от угла атаки и  $M_n$  (рис. 2.11, 2.12, 2.13).

Математическая модель ЛА, используемая при согласовании характеристик СУ и планера на начальном этапе проектирования, включает в себя уравнения существования ЛА, аэродинамические и массовые характеристики планера, параметры используемой траектории полета. Уравнения существования ЛА состоят из уравнения баланса масс основных частей ЛА и уравнений гравитационного и энергетического баланса:



**Рис. 2.11. Изменение коэффициента лобового сопротивления самолета  $C_x$  в зависимости от  $M_n$  при постоянном угле атаки**

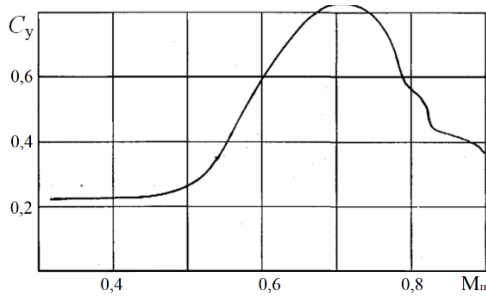


Рис. 2.12. Изменение коэффициента подъемной силы самолета в зависимости от  $M_{п}$  при постоянном угле атаки

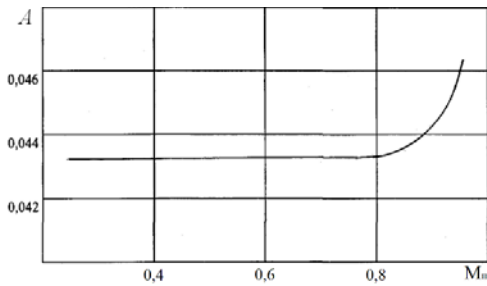


Рис. 2.13. Изменение коэффициента отвала поляры самолета в зависимости от  $M_{п}$  при постоянном угле атаки

$$\left. \begin{aligned} \sum \bar{M}_j - 1 &= 0; \\ Y - M_{\text{ЛА}j} g \cos \theta &= 0; \\ \frac{P_{\text{эф}i} M_{\text{ЛА}j} g}{n_{\text{дв}}} \left[ (X M_{\text{ЛА}j} g) + \sin \theta + \left( \frac{V}{g} \right) \right] &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (2.45)$$

где  $X = C_x q S_{\text{кр}}$ ;  $q = \rho V_{п}^2 / 2$ ;

$$C_x = C_{x_0} A (C_y - C_x)^2;$$

$$C_y = Y / q S_{\text{кр}};$$

$$X_{\text{мг}} = C_{x \text{ мг}} F_{\text{мг}} q;$$

$M_{\text{ЛА}j} g$  – текущий полетный вес ЛА;

$\theta$  – угол наклона траектории полета.



Используя эти зависимости, можно определить качество планера  $K = C_y / C_x$  на любом участке траектории, которая обычно задается программой набора высоты и снижения  $H = f(V_{п})$  и профилем полета  $H = f(L_{п})$ . Величина  $C_{x\text{ мт}}$  принимается по статистическим данным либо определяется по методике, описанной в работе [157].

Заданными также считаются составляющие баланса масс ЛА:

$M_{об}$  – масса оборудования;

$M_{сн}$  – масса служебной нагрузки;

$\overline{M}_{пл}$  – относительная масса конструкции планера;

$\overline{M}_{мс}$  – относительная масса топливной системы.

Для определения оставшихся составляющих можно использовать уравнение баланса масс

$$\sum \overline{M}_j = \overline{M}_{пл} + \overline{M}_{m+mc} + \overline{M}_{су} + \overline{M}_{об} + \overline{M}_{сл} + \overline{M}_{кн} = 1. \quad (2.46)$$

На начальных этапах проектирования МГТД масса ЛА или масса одной из ее составляющих может быть неизвестна. Естественно, что в связи с отсутствием на этом этапе детальной проработки узлов и агрегатов ЛА невозможно точное определение их массы с учетом прочности и технологии изготовления. Поэтому, используя рассчитанные выходные данные двигателя и прогнозные оценки уровня массового совершенства планера, можно найти из уравнения существования ЛА недостающий параметр –  $M_0$ ,  $M_{кн}$  и т.п.

Оптимальное согласование характеристик СУ и ЛА обычно реализуют при трех вариантах получения эффекта в балансе масс ЛА [130]:

	I вариант	II вариант	III вариант
	$M_0 = \text{var}$	$M_{кн} = \text{var}$	$L_{п} = \text{var}$
при	$\overline{M}_{пл} = \text{const};$	$\overline{M}_{пл} = \text{const};$	$M_{пл} = \text{const};$
	$M_{кн} = \text{const};$	$M_0 = \text{const};$	$M_{кн} = \text{const};$
	$L_{п} = \text{const};$	$L_{п} = \text{const};$	$M_0 = \text{const}.$

В каждом из этих случаев при заданных значениях постоянных величин эффект от оптимального согласования параметров МГТД и ЛА приводит либо к  $M_{0\text{ min}}$  (I вариант), либо к  $M_{кн\text{ max}}$  (II вариант), либо к  $L_{п\text{ max}}$  (III вариант). На начальных этапах проектирования МГТД для предполагаемого ЛА наиболее целесообразно использовать I вариант, т.к. для него легче сделать прогноз задания  $M_{кн}$  (или  $n_{пасс}$ ) и  $L_{п}$  (в зависимости от назначения ЛА). В этом случае алгоритм расчета критерия оптимизации МГТД – взлетной массы  $M_0$ , следующий.

1. Вычисляется нулевое приближение взлетной массы ЛА (либо задается конкретной величиной):

$$M_0 = \frac{M_{\text{кн}} + M_{\text{сл}} + M_{\text{об}}}{1 - \overline{M}_{\text{пл}} - \overline{M}_{\text{су}} - \overline{M}_{\text{м+мс}}}, \quad (2.47)$$

где нулевые приближения по относительной массе  $\overline{M}_{\text{су}}$  и топлива с топливной системой  $\overline{M}_{\text{м+мс}}$  определяются по статистическим данным либо по приближенным формулам [40, 150].

2. Для выбранного варианта значений параметров рабочего процесса на расчетном режиме вычисляют удельные параметры  $C_{\text{уд}}$  и  $P_{\text{уд}}$  (здесь и далее применительно к излагаемому алгоритму идет описание, соответствующее двигателям прямой реакции – ТРД и ТРДД), потребную для ЛА тягу и определяют размер двигателя ( $G_{\text{в пр}}$ ,  $D_{\text{габ}}$ ).

3. Исходя из заданной длины разбега ЛА по взлетно – посадочной полосе (ВПП) –  $L_{\text{разб}}$ , определяют потребные для ЛА значения взлетной тяговооруженности  $\overline{P}_{\text{взл}}$ , взлетной тяги  $P_{\text{взл}}$ , тяги в момент отрыва  $P_{\text{отр}}$  и соответствующих расходов воздуха через двигатель  $G_{\text{в взл}}$  и  $G_{\text{в отр}}$  путем расчета характеристик двигателя и решения следующей системы уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \overline{P}_{\text{взл}} &= \frac{P_{\text{взл}} + P_{\text{отр}}}{2g(M_0 - M_{\text{м отр}}/2)} = \frac{0,12(M_0 - M_{\text{м отр}}/2)g}{C_{\text{уд max}} L_{\text{разб}} S_{\text{кр}}} + f_{\text{разб}} + \frac{0,5}{K_{\text{разб}}}; \\ M_{\text{м отр}} &= n_{\text{дв}} t_{\text{отр}} \frac{C_{\text{уд}} P_{\text{взл}} + C_{\text{уд отр}} P_{\text{отр}}}{2}; \\ V_{\text{отр}} &= 1,536 \sqrt{\frac{(M_0 - M_{\text{м отр}}/2)g}{C_{\text{уд max}} S_{\text{кр}}}}; \\ t_{\text{отр}} &= \frac{L_{\text{разб}}}{2500V_{\text{отр}}}; \\ P_{\text{взл}} &= G_{\text{в взл}} P_{\text{уд взл}}; \\ P_{\text{отр}} &= G_{\text{в отр}} P_{\text{уд отр}}; \\ G_{\text{в отр}} &= G_{\text{в взл}} \overline{G}_{\text{в отр}}; \\ \overline{G}_{\text{в отр}}, P_{\text{уд отр}} &= f(P_{\text{уд взл}}, V_{\text{отр}}) \text{ при } T_{\text{г}}^* = \text{const}, \end{aligned} \right\} \quad (2.48)$$

где  $C_{y \max}$  – максимальный коэффициент подъемной силы в момент отрыва;

$V_{\text{отр}}$  – скорость отрыва;

$t_{\text{отр}}$  – время отрыва при разбеге по ВПП;

$f_{\text{разб}}$  – приведенный коэффициент сопротивления при отрыве;

$K_{\text{разб}}$  – аэродинамическое качество при разбеге;

$P_{\text{уд взл}}$ ,  $P_{\text{уд отр}}$  – удельные тяги при взлете и в момент отрыва от ВПП.

4. Расчет суммарного запаса топлива, расходуемого на полет, производится численным интегрированием, при этом учитывается изменение потребной тяги для ЛА; путем расчета ВСХ двигателя определяют располагаемую тягу и удельный расход топлива на  $i$ -м участке траектории:

$$M_{mL} = \int_0^{t_n} M_m(t) dt = \sum_{i=1}^n \Delta t_i n_{\text{дв}} \frac{C_{\text{уд}i} P_i - C_{\text{уд}i-1} P_{i-1}}{\ln(C_{\text{уд}i} P_i / C_{\text{уд}i-1} P_{i-1})} + M_{m \text{ из}}. \quad (2.49)$$

При этом на каждом выделенном участке с учетом величины израсходованного топлива  $M_{mi} = P_i C_{\text{уд}i} \Delta t_i$  вычисляется величина полетной массы ЛА:

$$M_i = M_{i-1} - M_{mi}.$$

5. Вычисляется второе приближение взлетной массы по (2.47), после чего цикл повторяется до тех пор, пока массы ЛА предыдущего и последующего приближения не будут совпадать с заданной точностью.

## 2.6. Методические особенности оптимизации значений параметров рабочего процесса МГТД

Для множества типов ГТД, входящих в категорию малоразмерных, рабочий процесс в целом определяется большим числом параметров. Однако выбор прогнозных значений многих из них ( $\sigma_{\text{вх}}$ ,  $\sigma_{\text{кв}}$ ,  $\eta_{\text{к}}$ ,  $\varphi_{\text{с}}$ ,  $G_{\text{в пр}}$ ,  $\eta_{\text{т}}$  и т.п.) для расчетного режима осуществляется в узких диапазонах и не представляет для разработчиков особых затруднений.

Поэтому оптимизировать необходимо те параметры, которые определяют замкнутую систему уравнений проектного термодинамического расчета и могут изменяться в широком диапазоне значений. Как показывает анализ, такими параметрами для МГТД являются:

$$\begin{array}{ll} \text{ТРД} - \pi_k^*, T_\Gamma^*; & \text{ТВД, ТВВД} - \pi_k^*, \pi_c, T_\Gamma^*; \\ \text{ГТД СТ} - \pi_k^*, T_\Gamma^*; & \text{ТРДД} - m, \pi_k^*, \pi_b^*, T_\Gamma^*. \end{array}$$

Применительно к этому набору параметров следует сделать ряд пояснений.

Вследствие влияния малоразмерности достижение оптимальных значений  $T_\Gamma^*$  в ряде случаев ограничивается температурно-конструктивно-геометрическим уровнем «горячей» части двигателя. В этом случае оптимизация  $T_\Gamma^*$  для таких МГТД носит только теоретический характер.

Для дозвуковых ТРДД, с одной стороны, при каждом уровне свободной энергии, зависящем от  $\pi_k^*$  и  $T_\Gamma^*$ , выбираемая степень двухконтурности полностью определяет сравнительно узкий диапазон изменения  $\pi_b^*$ , с другой стороны, во многих случаях используется одноступенчатый вентилятор, что также практически снимает необходимость оптимизации величины  $\pi_b^*$ . Однако в случае малоразмерных компрессоров и турбин ВД оптимальная степень двухконтурности получается в связи с падением их КПД существенно меньшей.

Аналогичное рассмотрение в случае самолетных ТВД и ТВВД позволяет сделать вывод о возможности оптимизации у них только двух параметров рабочего процесса  $\pi_k^*$  и  $\pi_c$  (величина  $\pi_c$  у ТВД и ТВВД может быть исключена из числа независимых переменных путем наложения ограничения, определяющего оптимальное распределение свободной энергии между винтом и реактивной струей, соответствующее

условию  $\frac{c_c}{V_\Pi} = \frac{\varphi_c^2}{\eta_v \eta_{\text{ТВ}} \eta_{\text{ред}}}$ , при котором достигается  $C_{\text{Э min}}$ ) [130]. При оп-

тимизации  $\pi_c$  по критериям эффективности ЛА возникает необходимость учета влияния этой величины на массу турбины, редуктора и воздушного винта. В этом случае малоразмерность приводит, благодаря падению  $\eta_k$  и  $\eta_t$ , к меньшим значениям  $\pi_{k \text{ opt}}^*$  и большей массе двигателя.

В случае вертолетных ГТД (ГТД СТ) оптимально распределять свободную энергию между винтом и реактивной струей не требуется, поэтому здесь рассматривают оптимизацию двух параметров рабочего процесса  $\pi_k^*$  и  $T_\Gamma^*$ . Учитывая малоразмерный характер большей части вертолетных ГТД, при задании допустимой температуры деталей турбины, становится целесообразным оптимизировать температуру газов перед турбиной.

Очевидно, что при начальном проектировании в условиях неопределенности большого числа исходных данных и, как правило, многокритериальной оценки эффективности ГТД системе ЛА выбор в качестве независимых переменных минимально необходимого числа параметров рабочего процесса СУ является одним из рациональных путей решения векторных задач оптимизации параметров ГТД. С другой стороны, это облегчает учет в математической модели МГТД дополнительных функциональных зависимостей, связанных с малоразмерностью.

При оптимизации указанных проектных параметров авиационных МГТД необходимо выбрать режим, на котором целесообразнее всего производить проектный расчет двигателя [130]. По траектории полета ЛА (взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение и др.) двигатель работает на разных режимах. Кроме этих характерных эксплуатационных режимов, при проектировании ГТД рассматривается также ряд специальных предельных режимов:

- полет с максимальной скоростью у земли;
- полет с максимальным скоростным напором на высоте;
- взлет при пониженном барометрическом давлении и повышенной температуре воздуха (условия тропического высотного аэродрома);
- взлет с отказавшим двигателем и т.п.

Каждому из этих режимов соответствуют разные высоты и скорости полета, разные значения температуры  $T_r^*$ , тяги (мощности), удельного расхода топлива и других параметров. В работе [87] показаны преимущества выбора высотного крейсерского режима полета для проектного расчета ТВД и ТРДД. В их числе можно в первую очередь назвать существенное повышение эффективности ЛА, так как исследования по ТВД и ТРДД установили заметное влияние в высотных условиях значения КПД турбины, понижение числа  $Re$  и закрутки потока за турбиной. С другой стороны, специфика эксплуатации вертолетных ГТД СТ, проявляющаяся в существенно большей напряженности крейсерских режимов  $[\bar{N}_e = (N_{e_{кр}} / N_{e_{взл}}) = 0,6...0,75$ , по сравнению с  $\bar{P} = (P_{кр} / P_{взл}) = 0,18...0,22]$ , диктует необходимость закладки двигателя на взлетном режиме.

Из рассмотрения большинства критериев оценки эффективности ЛА следует, что на величине оптимальных значений параметров, полученных для расчетного режима, отражается не только расход топлива, но и масса двигателя. Очевидно, что величина массы ГТД должна зависеть от параметров наиболее напряженных, а не крейсерских режимов работы. В качестве такого обычно рассматривают взлетный режим при  $t_{\text{н}} = 15 \dots 30 \text{ } ^\circ\text{C}$  и  $M_{\text{п}} = 0 \dots 0,25$  [6, 87].

Параметры этого режима определяют величину разбега. Для этого режима имеется достаточное количество статистических данных по массе и другим параметрам для большинства типов авиационных МГТД, которые позволяют получить необходимые зависимости путем корреляционно – регрессионного анализа (см. раздел 2.4).

Как свидетельствует опыт начального проектирования авиационных ГТД [130], отыскание того единственного сочетания параметров, при котором критерий оценки ЛА принимает экстремальное значение, является недостаточным. Действительно, с тех самых пор, когда впервые был рассчитан минимум для  $C_{\text{уд}} = f(\pi_k^*)$ , предпринимались попытки при выборе значений параметров рабочего процесса находить компромиссы путем некоторых отступлений от минимума  $C_{\text{уд}}$ . Такие отступления дают конструктору возможность получать существенные преимущества, не входящие непосредственно в условия задачи оптимизации (схемные, компоновочные, технологические, эксплуатационные и др.). Поэтому важным практическим элементом начального проектирования МГТД в системе ЛА является общеизвестный математический прием – исследование любой критериальной функции ( $Y$ ) в окрестностях ее экстремума с целью определения при выборе рациональных значений параметров рабочего процесса границ допустимых отступлений от математического оптимума.

На рис. 2.14 показан типичный вид таких областей для случаев одной (рис. 2.14,а) и двух (рис. 2.14,б) оптимизируемых переменных. Значения параметров рабочего процесса на границах оптимальных областей  $X_{\text{нв}}$  могут быть определены на основе совместного решения уравнений для критерия  $Y$  и для  $X_{\text{опт}}$  с уравнением секущей плоскости  $\Delta y = \text{const}$ .

Как показано в работах [87, 130], область оптимальных параметров рабочего процесса авиационных ГТД имеет при этом следующую общую для всех типов двигателей закономерность:

$$X_{\text{ВН}} = f(T_{\text{Г}}^*, t_{\text{П}}, Y_i, \Delta y). \quad (2.50)$$

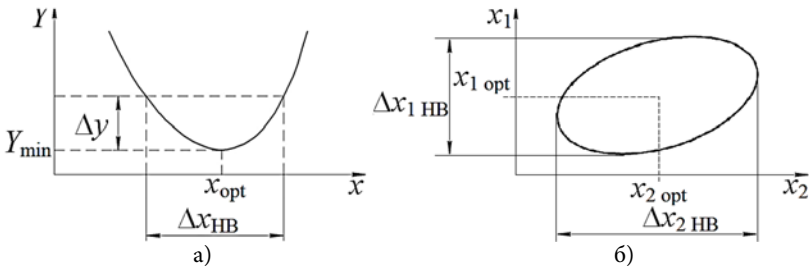


Рис. 2.14. Виды областей оптимальных параметров рабочего процесса для одной переменной (а) и двух переменных (б)

Численный анализ этой закономерности показывает, что у авиационных ГТД пологость целевых функций в окрестностях экстремума такова, что при отступлении от него на величину  $\Delta y = 0,5 \dots 2 \%$  проектировщик получает возможность практически без ущерба для эффективности ГТД выбирать, например, значения  $\pi_{\text{к НВ}}^*$  на 30...40 % меньше, чем  $\pi_{\text{к опт}}^*$ . А величина  $\Delta y = 0,5 - 2 \%$  находится в пределах обычных допусков на основные технические данные на ГТД и ЛА.

## 2.7. Особенности выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса МГТД в условиях неопределенности исходных проектных данных

Задачам начального проектирования МГТД присуща многокритериальность и неопределенность значительной части исходной информации. При этом влияние неопределенности здесь проявляется в большей степени, чем у полноразмерных ГТД. Каждый локальный критерий можно представить в качестве вектора, компонентами которого являются исходные данные неопределенной величины. К ним обычно относят, например, КПД лопаточных машин, коэффициенты потерь в проточной части, атмосферные условия на входе, а также целый ряд величин, характеризующих летательный аппарат и силовую

установку. В самом начале проектирования авиационного МГТД точные значения этих исходных данных неизвестны, однако известны или могут быть определены вероятные диапазоны их существования. Кроме того, предпосылки и допущения, которые характерны для любых алгоритмических расчетных методов, в том числе и рассмотренных выше, приводит к тому, что результаты оптимизации (а она является, по сути дела, неотъемлемым элементом любого проектирования) соответствуют лишь некоторым условным экстремумам рассматриваемых критериев оценки эффективности. Отсюда возникает проблема: как выбрать рациональные значения параметров рабочего процесса МГТД на основе таких результатов оптимизации?

Как показано в работах [87, 130], решением данной задачи является нахождение области компромисса, устойчивой к неопределенности исходной информации:

$$X_{\cap} = \bigcap_{i=1}^n \bigcap_{k=1}^q X_{ik}, \quad (2.51)$$

где  $n$  – количество критериев эффективности;

$q$  – число вариантов исходных данных неоднозначной величины;

$X_{ik} = \{X \mid Y_i(X, \vartheta_k, p) \leq (1 + \Delta y) Y(X_{\text{опт}}, \vartheta_k, p)\}$  – оптимизируемые параметры рабочего процесса;

$Y_i = \{M_0, C_{\text{ткм}}, a, \dots\}$  – множество критериев эффективности;

$X = (\pi_{\kappa}^*, T_{\Gamma}^*, \dots)$  – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса МГТД;

$\vartheta_k$  – исходные данные неопределенной величины;

$p$  – исходные данные однозначной величины.

Область компромиссов можно определить как результат пересечения подмножеств оптимальных параметров по различным критериям, при различных сочетаниях вариантов исходных проектных данных. Из этой области и производится выбор «оптимальных» параметров двигателя. Такая методология начального проектирования МГТД, по существу, представляет собой систему сложных взаимосвязанных математических моделей. Алгоритмический ее характер не позволяет получить аналитические выражения, непосредственно связывающие оптимизируемые параметры, исходные данные определенной и



неопределенной величины и целевые функции. Из-за большой трудоемкости проведение расчетов непосредственно по такой модели практически невозможно, так как использование методов прямого поиска для нахождения оптимумов и изолиний, ограничивающих оптимальные области, требует чрезмерного количества обращений к исходной системе моделей, что даже при современном быстродействии ЭВМ не позволяет найти решение за приемлемое время.

Одним из вариантов выхода из этого положения является сокращение объема вычислений за счет использования методов теории планирования эксперимента и регрессионного анализа для получения моделей целевых функций.

Получив для каждого рассматриваемого критерия эффективности регрессионную модель, с помощью обычных методов анализа определяются экстремумы критериальных функций и соответствующие им области оптимальных значений параметров МГТД.

В силу того, что задаче выбора из таких областей параметров МГТД присуща многокритериальность, оценка эффективности и неопределенность значений исходных данных, эта задача приобретает многовекторный характер. При оптимизации параметров авиационного МГТД область компромисса (см. выражение (2.51)) определяется как пересечение подмножеств параметров, оптимальных по разным критериям, при разных вариантах возможных сочетаний исходных проектных данных. Поиск области компромисса в этом случае представляет собой весьма трудоемкую задачу, однако выбор значений параметров именно из этой области во многом гарантирует успех начального проектирования. На рис. 2.15 приведен пример такой области для МТВВД.

Для получения такой зоны на основе заданных прогнозных оценок исходных данных были определены так называемые области оптимальных параметров для критериев: взлетная масса ЛА –  $M_0$ , стоимость жизненного цикла ЛА –  $S_{ж\text{ЛА}}$  и полетный расход топлива ЛА –  $C_{\text{ТКМ}}$ .

Если бы все эти исходные данные имели вероятностное описание, то задачу учета неопределенности можно было решить методами стохастической оптимизации. Но для большинства исходных данных ГТД неопределенной величины какие-либо законы распределения отсутствуют, по сути, для таких данных можно лишь оценить вероятные пределы изменения этих величин. Вместе с тем появление еще, как минимум, двух значений (кроме базового) каждого исходного данного

значительно усложняет чисто вычислительную часть задачи. Нахождение устойчивой зоны области компромиссов путем непосредственного перебора значений исходных данных внутри вероятных пределов практически неразрешимо, так как число вариантов оптимумов (не считая координат изолиний) достигает  $2^{30} \dots 2^{40}$ .

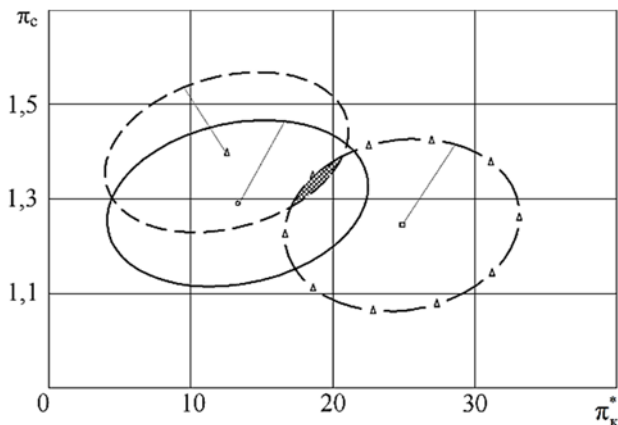


Рис. 2.15. Образование зоны компромиссных решений для МТВВД:

$T_{\Gamma}^* = 1400 \text{ К}$ ,  $M_{\Pi} = 0,8$ ,  $L_{\Pi} = 3500 \text{ км}$  для критериев  
 -----  $M_0$ , - - - -  $S_{жЛА}$ , --  $\Delta$  --  $C_{ткм}$  при  $\Delta y = 0,5 \%$ ,  
 ⊗ - зона компромиссных решений

Поэтому для эффективного применения рассматриваемого метода предложены специальные аналитические решения, основанные на разных подходах. Одно из решений связано с применением условий эквивалентности влияний расчетной дальности (времени  $t_{\Pi}$ ) полета, критериев оценки ЛА и других факторов на оптимальные величины параметров рабочего процесса ГТД [87]. Логический анализ выражений для  $t_{э\text{кв}}$  позволяет найти такие сочетания возможных изменений исходных данных неопределенной величины, которые приводят к максимально и минимально возможным значениям оптимальных по рассматриваемым критериям параметров. В этом случае гарантируемые границы области компромиссов в условиях неопределенности определяются при минимальном числе вариантов расчета координат изолиний критериев.

Применение рассмотренного варианта решения задачи ограничивается тем, что неопределенность некоторых исходных данных может отражаться также и на расчете величины  $X_{\text{opt}}$  по базовому критерию.

Другой вариант решения такой задачи основывается на математических моделях эффективной удельной массы  $\gamma_{eN}$  – для вертолетных ГТД,  $\gamma_{eP}$  – для двигателей прямой реакции (ТРД и ТРДД) [87] и эквивалентной удельной массы  $\gamma_{эN}$  – для ТВД [34]. Такие модели позволяют анализировать оптимальные решения не только для  $\pi_k^*$ ,  $t$ , но и для распределения энергии между винтом и реактивной струей ( $\pi_c$ ). Однако необходимость применения в этом случае уравнения массы СУ и отнесения ее к величине эквивалентной мощности МТВД существенно осложняет процесс построения такой модели.

В общем виде выражение для  $\gamma_{эN}$  может быть записано следующим образом:

$$\gamma_{эN} = k_{\text{СУ}} \gamma_{э} + \tau C_{э}, \quad (2.52)$$

где  $\gamma_{э} = \frac{M_{\text{дв}}}{N_{э \text{ кр}}}$  и  $C_{э} = \frac{G_{\text{т час}}}{N_{э \text{ кр}}}$  – соответственно удельная масса и удельный расход топлива вариантов ТВД в расчетных полетных условиях;

$$N_{э} = N_{\text{в}} + \frac{P_{\text{рв}} V_{\text{п}}}{\eta_{\text{в}}}, \quad \tau = \bar{G}_{\text{мон}} \bar{M}_{\text{тс}} t_{\text{п}}.$$

Характер изменения критерия  $\gamma_{эN}$  от оптимизируемых параметров  $\pi_k^*$  и  $\pi_c$  показан на рис. 2.16. Выразив данное уравнение соответствующим образом через параметры рабочего процесса и произведя упрощения для уменьшения порядка уравнения, после выполнения дифференцирования и приравнивания к нулю можно получить искомые выражения для  $X_{\text{opt}} = (\pi_{k \text{ опт}}^*, \pi_{c \text{ опт}})$ . На основе этих выражений при  $T_{\text{г}}^* = \text{const}$  можно выявить основные закономерности изменения оптимальных значений параметров и проанализировать влияние, оказываемое на них исходными данными неопределенной величины. На рис. 2.17 представлены основные закономерности изменения оптимальных параметров ТВД. Как видно, с ростом температуры газа перед турбиной  $T_{\text{г}}$  и времени полета  $t_{\text{п}}$  оптимальные значения  $\pi_k^*$  заметно увеличиваются и, наоборот, оптимальные значения  $\pi_c$  несколько уменьшаются.

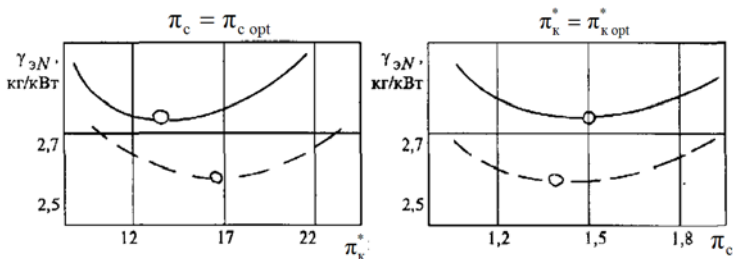


Рис. 2.16. Зависимости изменения критерия  $\gamma_{3N}$  от  $\pi_k^*$  и  $\pi_c$  для малоразмерного ТВВД при  $M = 0,8$ ,  $H = 11$  км  
 — 1400 К; - - - - 1600 К

Благодаря найденным связям между изменениями исходных данных и изменением оптимальных параметров по критерию  $\gamma_{3N}$ , оказалось возможным ранжировать влияющие факторы (исходные данные неопределенной величины). Количественную оценку таких связей можно выполнить с помощью специальных коэффициентов чувствительности  $X_{opt}$  к влияющим факторам:

$$K_{X_{opt}} = \frac{\delta X_{opt}}{\delta \theta}, \quad (2.53)$$

$$\text{где } \delta X_{opt} = \frac{X_{opt 1} - X_{opt 2}}{X_{opt 1}}, \quad \delta \theta = \frac{\theta_1 - \theta_2}{\theta_1}.$$

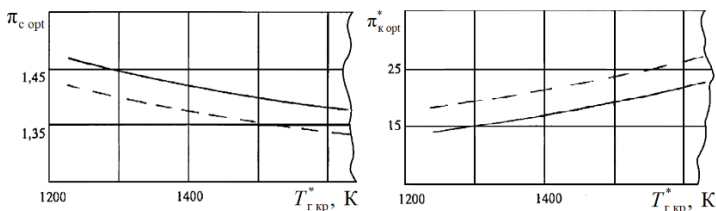


Рис. 2.17. Основные закономерности изменения оптимальных по  $\gamma_{3N}$  параметров рабочего процесса МТВВД при  $M = 0,8$ ,  $H = 11$  км  
 —  $t_n = 4$  ч; - - - -  $t_n = 7,5$  ч

Коэффициенты чувствительности, дополняя известные в инженерной практике коэффициенты влияния [149], отличаются от них

тем, что оценивают влияние отдельных факторов не на величину функции, а на величины оптимальных значений функций и аргументов.

В принципе коэффициенты чувствительности могут оценивать влияние любого исходного данного, однако, принимая тот факт, что рассмотренные выше аналитические решения на основе эквивалентности влияния расчетной дальности не способны учитывать влияние величин, определяющих рабочий процесс и удельную массу ТВВД, то наиболее целесообразно применение коэффициентов чувствительности именно в этом случае. Пример коэффициентов чувствительности приведен в табл. 2.10. Фоном выделены наиболее значимые коэффициенты.

Таблица 2.10. Коэффициенты чувствительности оптимальных значений параметров МТВВД и величин  $M_{0 \min}$ ,  $C_{\text{ТКМ min}}$

Влияющие факторы	Критерий $M_0$			Критерий $C_{\text{ТКМ}}$		
	$K_{\pi_{\text{к опт}}}$	$K_{\pi_{\text{с опт}}}$	$K_{M_{0 \min}}$	$K_{\pi_{\text{к опт}}}$	$K_{\pi_{\text{с опт}}}$	$K_{C_{\text{ТКМ min}}}$
$\sigma_{\text{вх}}$	0,203	0,24	-0,489	-0,064	0	-0,901
$\eta_{\text{к НД}}$	1,71	0,217	-0,576	1,968	0	-1,4
$\eta_{\text{к ВД}}$	2,22	-0,186	-0,186	2,686	0,171	-0,67
$\eta_{\text{г ВД}}$	1,088	0,217	-0,131	1,42	0,168	-0,438
$\eta_{\text{г НД}}$	-0,089	-0,413	-0,778	0,924	-0,517	-1,873
$v_{\text{са ВД}}$	3,058	0,08	0,296	5,018	0	0,585
$v_{\text{са НД}}$	2,157	0	-0,8	5,067	0	-2,097
$\eta_{\text{в}}$	0,226	-0,732	-0,708	0,572	-0,6	-1,72
$\overline{M_{\text{шт}}^*}$	0,019	-0,012	1,466	-0,214	0	1,48

Для более полной оценки влияния неопределенности исходных данных при проведении исследований по оптимизации параметров рабочего процесса МТВВД целесообразно дополнительно принимать во внимание деформацию областей оптимальных параметров [31]. Она может быть оценена по величине соответствующих коэффициентов деформации:

$$K_{\overline{X}} = \frac{\delta \overline{X}}{\delta \epsilon}, \quad (2.54)$$

$$\text{где } \delta \overline{X} = \frac{\overline{X}_1 - \overline{X}_2}{\overline{X}_1}, \quad \overline{X} = \frac{\Delta X_{\text{НВ}}}{X_{\text{опт}}}, \quad \delta \epsilon = \frac{\epsilon_1 - \epsilon_2}{\epsilon_1}.$$

Коэффициенты деформации по своей сути оценивают относительное изменение пологости целевой функции при относительном изменении исходных данных, что равносильно оценке относительного изменения границ области оптимальных параметров.

В работе [31] были впервые получены численные значения коэффициентов деформации областей оптимальных параметров по критериям  $a_{пр}$ ,  $M_0$  и  $C_{ткм}$  для значительного перечня факторов, определяющих рабочий процесс.

В табл. 2.11 приведены некоторые значения коэффициентов деформации для МТВВД.

**Таблица 2.11. Коэффициенты деформации областей оптимальных параметров ТВВД**

$H = 0,8; M = 0,8; T_{г'} = 1400 \text{ К}; L_{п} = 3500 \text{ км}$				
Влияющие факторы	Критерий $M_0$		Критерий $C_{ткм}$	
	$\bar{K}_{\pi_k}$	$\bar{K}_{\pi_c}$	$\bar{K}_{\pi_k}$	$\bar{K}_{\pi_c}$
$\eta_{кнд}$	-0,412	-0,525	1,7255	1,5483
$\eta_{квд}$	-1,943	0,794	-0,3541	-0,2204
$\eta_{гвд}$	0,372	1,943	-0,2333	-0,4492
$\eta_{гнд}$	3,7116	2,589	3,913	2,203
$K_{пл}$	1,19	-0,249	0,668	-0,314
$K_{су}$	-0,399	-2,142	0,864	-1,177

Здесь фоном выделены значения коэффициентов деформации, соответствующие наиболее влияющим факторам.

Важным практическим элементом применения коэффициентов чувствительности и коэффициентов деформации является использование их для оценки допустимых ошибок в прогнозе величин исходных проектных данных. Такую оценку проводят следующим образом: основываясь на различных вариантах прогнозных оценок проектных данных и значениях коэффициентов чувствительности, определяют неблагоприятные сочетания этих данных, приводящие к смещению оптимумов критериев оценки в противоположные стороны относительно решения, полученного при базовом наборе исходных данных. Затем проверяют наличие зоны компромиссных решений. Для этого при наиболее неблагоприятном сочетании исходных данных определяют области оптимальных значений параметров. Отсутствие зоны

компромиссов свидетельствует о недопустимости рассматриваемого разброса прогнозных оценок исходных данных. В этом случае, основываясь на величинах коэффициентов чувствительности и коэффициентов деформации, соответствующих главным влияющим факторам, требования и прогноз исходных данных должны быть ужесточены. С помощью этих коэффициентов оценивается также необходимое изменение границ областей оптимальных параметров до получения зоны компромиссных решений. В этом случае выбор значений параметров рабочего процесса из области компромиссов обеспечивает гарантированное выполнение условий технического задания, учитывающих удовлетворение многокритериальной постановке задачи проектирования МГТД при любых сочетаниях исходных данных внутри допустимых диапазонов.

Еще один вариант решения задачи определения наиболее благоприятного сочетания исходных данных для нахождения гарантируемой зоны компромисса рассмотрен в работах [19, 26]. Сущность этого варианта основывается на представлении целевых функций в виде зависимостей от  $M_{дв}$  и  $G_m$ . Последние, в свою очередь, заменяются регрессионными моделями, зависящими, например для ГТД СТ, от  $\pi_k^*$  и  $T_r$ . Продифференцировав выражения целевых функций по любому оптимизируемому параметру, получают структуру формул, удобную для выявления главных влияющих факторов, влияющих на устойчивость оптимальных решений. Такая методика определения смещения и деформации областей оптимальных параметров позволяет оперативно и с достаточной точностью проводить поиск гарантированной зоны компромиссных решений для выбора значений параметров рабочего процесса МГТД.

В случае, если для прогнозируемых исходных данных известны статистические характеристики, то можно использовать методику, предложенную в работе [62]. Такой подход позволяет находить устойчивые оптимальные решения на основе вычисляемых значений критерия технического риска.

### Глава 3

## АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ АСТРА

Автоматизированная система (CAE-система) АСТРА представляет собой интегрированную среду для решения задач концептуального проектирования газотурбинных двигателей.

### 3.1 Методы решения задач этапа концептуального проектирования ГТД

Концептуальное проектирование является начальным этапом проектирования газотурбинного двигателя. На этом этапе выбираются параметры рабочего процесса, законы управления и геометрические размеры проточной части. Они должны обеспечить максимальную топливную, экологическую и весовую эффективность в соответствии со всеми нормами и ограничениями.

Большинство задач концептуального проектирования (рис. 3.1) – это задачи многокритериальной условной параметрической и структурной оптимизации.

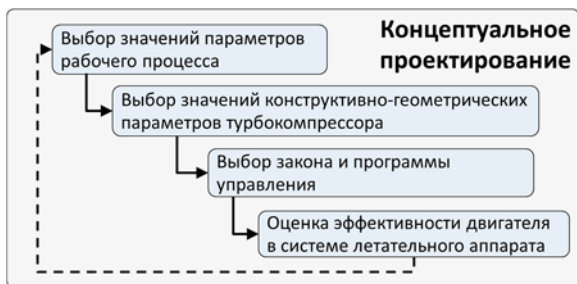


Рис. 3.1. Задачи концептуального проектирования



### 3.1.1 Оптимизация параметров рабочего процесса

Первой основной задачей является выбор значений параметров рабочего процесса, которые характеризуют термодинамический цикл [21]. Математическая постановка этой задачи:

$$X = \arg \min_{x_i} \max_{Z_j} Z_j(x_i, p) | Q_j(x_i, p) \leq 0,$$

$$Q(x_i, p) = \sum q_k(x_i, p),$$

$$Z_j(x_i, p) = r_j \left( \frac{y_j(x_i, p)}{Y_j(p)} - 1 \right),$$

$$y_j(x_i, p) = [C_{\text{т.км}}, M_{\text{су+т}}, a, \dots].$$

Варируемыми параметрами являются суммарная степень повышения давления в компрессоре, температура газа перед турбиной, степень двухконтурности, степень повышения давления в вентиляторе и др.

В соответствии с системным подходом в качестве показателей эффективности системы следует использовать критерии эффективности летательных аппаратов [134, 157]. К наиболее часто используемым критериям оценки эффективности двигателя в системе летательного аппарата относятся – общая масса силовой установки и топлива, затраты топлива на тонно-километр перевезенного груза, приведенные затраты, стоимость жизненного цикла и др. Структура математической модели представлена на рис. 3.2.

После того как определены или уточнены параметры рабочего процесса в текущей итерации, выполняется расчет модели проектируемого двигателя. Например, для двухконтурного турбореактивного двигателя расчеты обычно выполняются на крейсерском режиме. Эти результаты определяют исходные данные (для площади характерных сечений, характеристик компрессоров и турбин) нерасчетного режима.

Далее выполняется расчет по модели выполненного двигателя в различных условиях и на различных режимах его работы. Таким образом, определяются габаритные размеры двигателя, вес силовой установки и характеристики двигателя.

Как упоминалось ранее, важным аспектом является то, что проектирование двигателя должно быть основано на оценке летно-техниче-

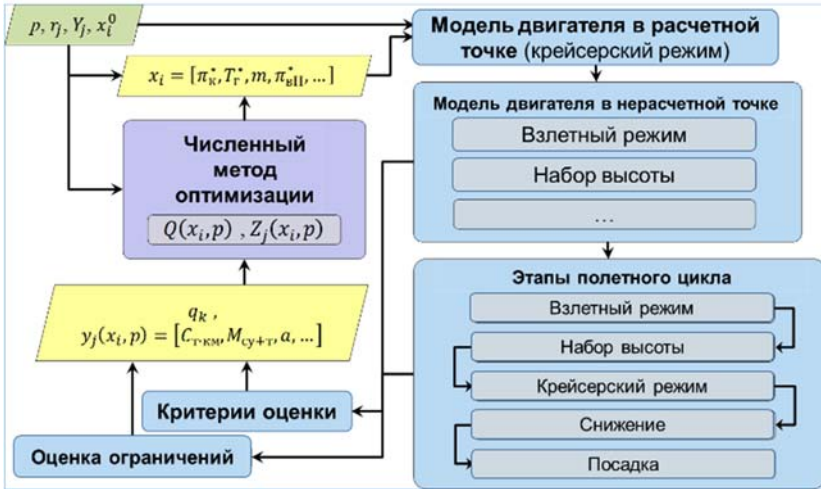


Рис. 3.2. Структура математической модели для оптимизации параметров рабочего процесса

ских характеристик. Поэтому на следующей стадии выполняется моделирование полета летательного аппарата. Информация о полетном цикле, весе, геометрических и аэродинамических характеристиках самолета используется для определения требуемых уровней тяги и, следовательно, режимов работы двигателя в каждой точке траектории полета. Результатами численного интегрирования динамических уравнений летательного аппарата являются величины продолжительности полета и общего расхода топлива, которые используются для оценки критериев эффективности.

Блок оптимизации вычисляет значение целевой функции и критерии остановки расчета. Для учета ограничений наиболее целесообразно использование штрафных функций. Если условие завершения расчета не будет выполнено, то алгоритм предлагает новые значения варьируемых параметров, после расчет повторяется.

Другим важным аспектом является многокритериальная постановка задачи. В этом случае задача оптимизации может быть выполнена в два этапа. На первом этапе параметры оптимизируются последовательно по каждому критерию.

Величины предельных значений показателей эффективности используются для определения их нормализованных значений. На вто-

ром этапе значения целевой функции определяются как максимальное значение из набора нормализованных значений с учетом ограничений. Таким образом, задача оптимизации в многокритериальной постановке решается методом минимакса.

### ***3.1.2 Оптимизация семейства двигателей с унифицированным газогенератором***

Разработка семейства двигателей на основе базового газогенератора (ГГ) является распространенной практикой. Такой подход обеспечивает высокий уровень надежности, длительный срок службы новых двигателей, а также значительно сокращает время и стоимость разработки.

Самой сложной частью двигателя является его «горячая часть», или газогенератор. Тем не менее затруднительно использовать одинаковый основной контур в разных двигателях, особенно если он изначально не разрабатывался для этих целей. Часто газогенератор необходимо модифицировать или масштабировать. Ярким примером может служить семейство двигателей Rolls-Royce Trent.

В САЕ-системе АСТРА реализован метод, который позволяет одновременно оптимизировать параметры рабочего процесса унифицированного газогенератора и параметры всего семейства авиационных двигателей и энергетических установок на основе этого газогенератора [71]. Математическая постановка этой задачи и структура модели представлены на рис. 3.3.

На первом этапе оптимизируются параметры в однокритериальной постановке отдельно для каждого двигателя семейства. Результатом является набор оптимальных двигателей с разными газогенераторами.

На втором этапе внешний цикл оптимизации используется для выбора параметров внутреннего контура двигателя. Вложенные подзадачи выполняют параллельную оптимизацию параметров рабочего процесса каждого двигателя семейства.

Таким образом, оптимизация унифицированного ГГ и семейства двигателей представляет собой комбинацию внешней и вложенных задач многокритериальной оптимизации. Этот метод является наиболее универсальным, так как оптимизация параметров единственного двигателя является его частным случаем.

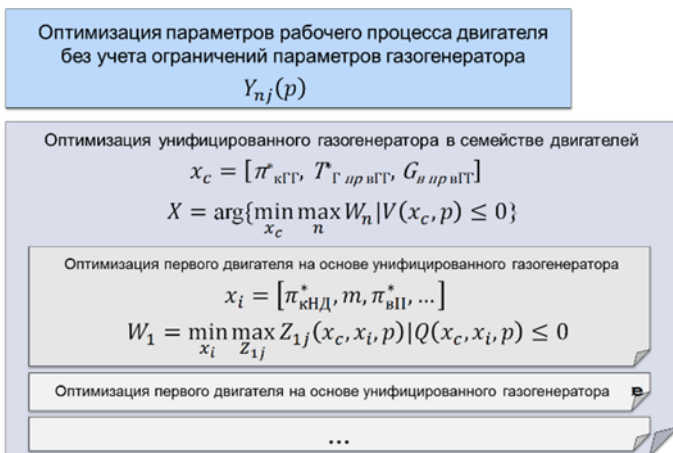


Рис. 3.3. Структура оптимизации семейства двигателей на основе унифицированного газогенератора

### 3.1.3 Оптимизация конструктивных параметров турбокомпрессора

Следующей основной задачей концептуального проектирования газотурбинного двигателя является оптимизация конструктивных параметров турбокомпрессора (ТК) [69]:

$$X = \arg\{\min_s \min_{x_{si}} F_s(x_{si}, p) | Q(x_{si}, p)\},$$

$$F_s(x_{si}, p) = \sum_j Z_{sj}(x_{si}, p),$$

$$Z_{sj}(x_{si}, p) = r_{sj} \left( \frac{y_{sj}(x_{si}, p)}{Y_{sj}(p)} - 1 \right).$$

Варьируемыми параметрами являются геометрические размеры профилей лопаточных венцов и проточной части в меридиональном сечении, количество лопаток в каждом лопаточном венце турбины и компрессора, а также параметры, определяющие схему турбокомпрессора, такие как количество каскадов, типы компрессора и турбины, число ступеней в компрессоре и турбине и т.д.

Оптимизацию конструктивных параметров турбокомпрессора можно разделить на две подзадачи (рис. 3.4). Внутренняя подзадача заключается в параметрической оптимизации геометрических параметров лопаток и количества их в ступени. Внешней подзадачей является структурная оптимизация схемы ТК.



Рис. 3.4. Структура задачи оптимизации конструктивных параметров турбокомпрессора

Оценка эффективности осуществляется с использованием одномерных моделей узлов турбокомпрессора и моделей оценки их массы. Одномерная модель отражает влияние варьируемых параметров на КПД узлов и общую эффективность двигателя на расчетном и нерасчетных режимах, тем самым позволяя адекватно учитывать влияние различных факторов размерности при расчете малоразмерных двигателей.

### 3.1.4 Оптимизация управления двигателем

Целью данной задачи является получение оптимального закона управления режимами работы двигателя в процессе полета летательного аппарата [74]. Для реализации численного моделирования непрерывный процесс полета ЛА, описываемый заданной системой дифференциальных уравнений динамики движения ЛА, должен быть заменен на дискретный многоступенчатый процесс [70]. В этом случае закон управления может быть представлен в виде табличной функции

значений параметров регулирования двигателя на каждом дискретном шаге. Значения параметров управления двигателем в каждом шаге однозначно определяют переход системы из одного состояния в другое.

Оптимизация управления двигателем является задачей нахождения последовательности значений параметров регулирования, которая обеспечивает минимум целевой функции по итогам выполнения полетного цикла летательного аппарата:

$$U = \left\{ \arg \min_{x_i} \max_{Z_j} Z_j(\{\mathbf{u}\}, p) \mid T(\{\mathbf{u}\}, p) \leq 0 \right\},$$

$$U = \{\mathbf{u}\}^* = \{u_1(L), u_2(L), \dots, u_n(L)\},$$

$$T(\{\mathbf{u}\}, p) = \sum t_k(\{\mathbf{u}\}, p) + Q(\{\mathbf{u}\}, p) \left( 10 + \frac{n-i}{n} \right),$$

$$Q(\{\mathbf{u}\}, p) = \sum q(\{\mathbf{u}\}, p),$$

$$Z_j(\{\mathbf{u}\}, p) = r_j \left( \frac{y_j(\{\mathbf{u}\}, p)}{Y_j(p)} - 1 \right).$$

Алгоритм решения этой задачи основан на численном методе динамического программирования и принципа оптимальности Беллмана. Состояние системы в конце каждого шага зависит только от состояния в начале шага и значений параметров управления на этом шаге. Таким образом, на последнем шаге легко найти оптимальное сочетание параметров управления с помощью численного метода параметрической оптимизации. На предпоследнем шаге выполняются аналогичные действия. Однако при каждом изменении управления на предпоследнем этапе необходимо повторить оптимизацию управления на последнем шаге для расчета оценки значений целевой функции.

Таким образом, эта задача может быть представлена в виде последовательности вложенных подзадач оптимизации, так что оптимизация управления на первом этапе является внешней по отношению к всем остальным. Например, алгоритм оптимизации управления трехступенчатого процесса представлен на блок-схеме (рис. 3.5). Следует отметить, что этот алгоритм требует больших временных затрат и высокопроизводительных вычислительных средств.

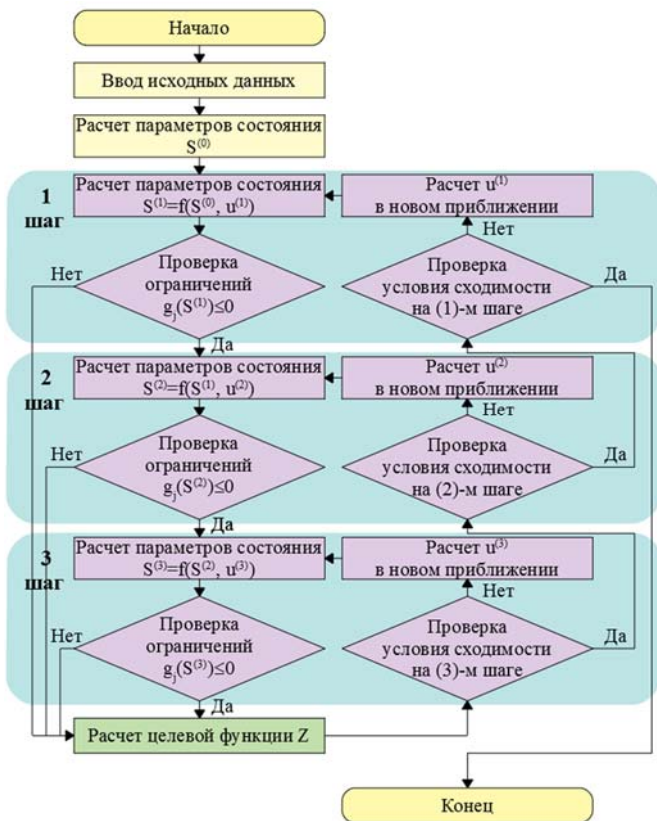


Рис. 3.5. Схема оптимизации управления двигателем

## 3.2 Функциональные возможности автоматизированной системы АСТРА

### 3.2.1 Назначение САЕ-системы АСТРА

Для реализации представленных выше методов и эффективного решения соответствующих задач концептуального проектирования ГТД разработана программная библиотека «ncoder». С использованием этого программного обеспечения, а также базы моделей предметной области можно создавать различные автоматизированные средства

проектирования сложных технических систем, примером которой является САЕ-система АСТРА (рис. 3.6).



Рис. 3.6. Структура программного обеспечения САЕ-системы АСТРА

САЕ-система АСТРА представляет собой автоматизированную систему для решения задач концептуального проектирования, таких как:

- компьютерное моделирование рабочего процесса двигателя;
- термодинамический анализ цикла газотурбинного двигателя;
- расчет при проектировании и эксплуатации в нерасчетных точках;
- оценка воздействия атмосферных и летных условий;
- прогнозирование эффективности турбокомпрессора с учетом фактора размерности;
- оптимизация параметров рабочего процесса;
- оптимизация конструктивных параметров турбокомпрессора;
- оптимизация законов управления двигателем в процессе полета летательного аппарата;
- моделирование и имитация неустановившихся режимов работы двигателя;
- анализ работы двигателя на переходных режимах;
- реализация виртуального испытательного стенда.



### **3.2.2 Концепция построения автоматизированной системы АСТРА**

В основу технологии моделирования реализованной в системе АСТРА заложен ряд принципов, обеспечивающих удобство формирования компьютерных моделей двигателей и настройки ее под заданные условия задачи, сокращение времени получения результатов численного расчета.

Формирование компьютерной модели исследуемого двигателя и решаемой задачи проектирования в автоматизированной системе АСТРА осуществляется на базе компонентного подхода. В соответствии с теорией системного анализа модель представляет собой совокупность взаимосвязанных компонентов. Компоненты модели могут описывать процессы в основных узлах двигателя, условия внешней среды, выполнять вспомогательные функции (например, расчет удельных параметров двигателя, учет влияния фактора малоразмерности, задание характеристик узлов и т.п.). Каждый из компонентов содержит перечень параметров, алгоритм расчета значений выходных параметров в зависимости от значений входных параметров, а также может содержать внутреннюю подсистему взаимосвязанных компонентов. Связи между компонентами позволяют использовать значения параметров, рассчитанных в одном из компонентов, в качестве входных данных для расчета другого компонента. В свою очередь, создание компонентов и добавление их в модель осуществляется с помощью библиотеки функциональных модулей.

Реализации алгоритмов расчета основных узлов или процессов, заложенные в соответствующих модулях, широко используют вспомогательные процедуры для расчета газодинамических и термодинамических функций, элементарных термодинамических процессов, параметров газового потока в проточной части с использованием математических моделей рабочего тела и топлива.

Модель двигателя в виде простой упорядоченной совокупности компонентов позволяет выполнять только прямой последовательный расчет, поскольку с математической точки зрения представляет собой последовательный набор формул. Для настройки модели двигателя на решение конкретных задач проектирования используются специальные процедуры, реализующие численные методы решения типовых задач.

Процедура «Согласование» предназначена для организации решения системы нелинейных уравнений в случае, когда не все входные параметры компонентов изначально известны или заданы, а на выходные параметры, соответственно, наложены ограничения в виде равенства конкретным числовым значениям или значениям других параметров. Решение системы уравнений осуществляется с помощью модифицированного метода Ньютона. Особенность системы АСТРА заключается в том, что пользователю при формировании модели ГТД не нужно в явном виде описывать систему невязок и указывать варьируемые переменные. Достаточно указать способ определения параметров элементов («рассчитывается», «задается пользователем», «связан с другим параметром»). Если указывается, что входной параметр определяется путем расчета, он автоматически становится варьируемым параметром. Если выходному параметру задано конкретное числовое значение или он связан с другим параметром – автоматически сформируется невязка.

Процедура «Оптимизация» позволяет находить оптимальное сочетание проектных переменных (оптимизируемых параметров) из условия минимума или максимума параметра, выбранного в качестве целевой функции. Поиск решения осуществляется методом дифференциальной эволюции. Для выполнения условной оптимизации на соответствующие числовые параметры модели могут быть наложены ограничения.

Процедура «Табуляция» реализует исследование модели объекта путем выполнения серии расчетов при различных значениях исходных данных. В этом случае для выбранных параметров указывается, что они являются табулируемыми и для них задается таблица значений.

В САЕ-системе АСТРА для формирования систем дифференциальных уравнений, описывающих динамические системы, и их численного интегрирования применяется процедура «Моделирование Процесса».

Совокупность взаимосвязанных компонентов и процедур представляет собой модель задачи, решаемой с использованием модели исследуемого двигателя. Модель задачи, в свою очередь, может комбинироваться с моделями других задач, тем самым, возможно, создавать модели комплексных задач с автоматической передачей данных между подзадачами.

Все операции по формированию компьютерной модели двигателя и решаемой задачи: добавление компонентов и процедур, задание связей между параметрами, редактирование значений исходных данных и

т.д., осуществляются в интерактивном режиме с помощью встроенных инструментов.

### **3.3 Технология формирования компьютерной модели рабочего процесса ГТД**

Процесс формирования компьютерной модели рабочего процесса ГТД в автоматизированной системе АСТРА включает в себя несколько этапов.

#### **I. Постановка задачи**

В зависимости от постановки задачи формируется перечень исходных данных, а также выбираются структура модели и перечень необходимых компонентов.

Для удобства использования все модули, то есть прототипы, используемые для создания компонентов модели, разделены на группы (рис. 3.7).

- «Стандартные модули» – модули стандартных математических операций и функций.

- «Элементы упрощенного проектного расчета ГТД» – модули для формирования моделей ГТД, основанных на методиках термодинамического расчета при постоянной теплоемкости, преимущественно используемых в учебном процессе.

- «Элементы инженерного проектного расчета ГТД» – модули для моделирования газотурбинных двигателей произвольных схем, алгоритмы учитывают зависимость теплофизических свойств рабочего тела от состава и температуры, реализованы возможности различных способов описания потерь в узлах, в том числе с учетом малоразмерности, конструктивных и прочих особенностей.

- «Элементы расчета характеристик ГТД» – включают модули предыдущей группы, а также модули, позволяющие задавать и использовать в расчете характеристики компрессоров, турбин, входных и выходных устройств.

- «Элементы расчета эксплуатационного цикла ГТД» – модули для построения моделей полетного цикла самолета и вертолета, расчета показателей эффективности двигателя в системе летательного аппарата.

У пользователя имеется возможность создавать собственные функциональные модули, получать доступ к их использованию без перекомпиляции программы, а также создавать различные группы пользовательских модулей.

Для упрощения моделирования ГТД имеется возможность повторно использовать компоненты типовых узлов ГТД (компрессора, охлаждаемой турбины и т.д.). Для этого достаточно сохранить компонент в файл, а затем добавлять при необходимости соответствующий компонент путем загрузки из файла. Таким образом реализуется возможность повторного использования модели ГТД или ее частей. Сохранив наиболее часто используемые компоненты в пользовательской папке (например, «Компоненты ПР»), расположенной в директории «\data\generics», можно получить быстрый доступ к типовым компонентам без необходимости выбирать и загружать внешний файл с компонентом.

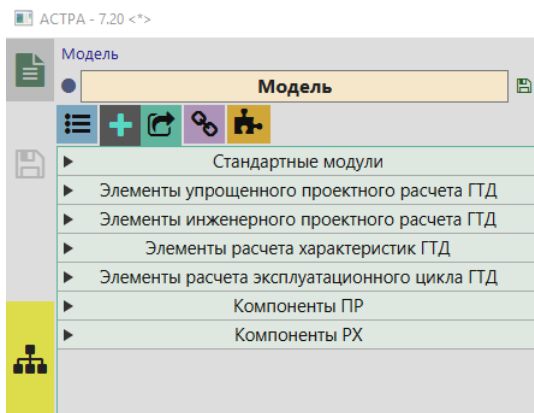


Рис. 3.7. Группы модулей и компонентов

## II. Запуск программы

Запуск программы осуществляется с помощью файлов «astra.exe» или «astra.bat». Во втором случае в процессе работы программы также будет запущена консоль, в которую выводится служебная информация во время выполнения расчетов.

После запуска программного комплекса появляется начальное окно, внешний вид которого представлен на рис. 3.8.

Ниже логотипа расположены две кнопки «Создать новую модель» и «Загрузить модель из файла...».

### III. Создание новой модели

При нажатии кнопки «Создать новую модель» открывается панель режима редактирования модели (рис. 3.9).

На служебной панели, расположенной вдоль левого края окна приложения, находятся кнопки для сохранения модели в файл, переключения режимов (редактирование модели, выполнение расчета, вывод результатов) и закрытия текущей модели.



Рис. 3.8. Вид начального окна программного комплекса

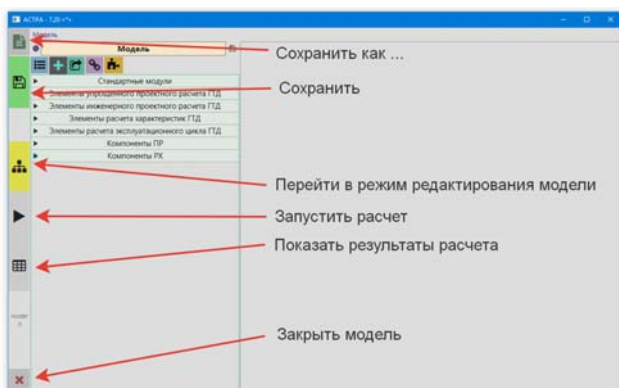


Рис. 3.9. Вид панели режима редактирования модели

В режиме редактирования модели правее служебной панели отображается панель свойств текущего компонента (рис. 3.10).

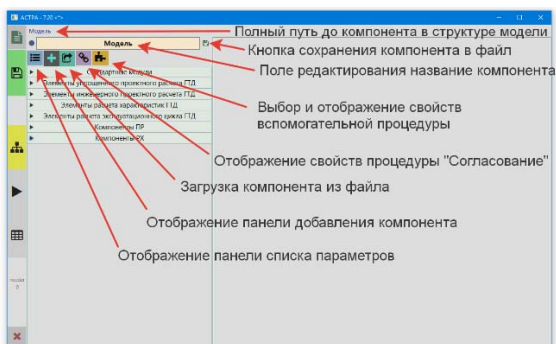


Рис. 3.10. Элементы панели свойств текущего компонента

#### IV. Добавление компонента в модель

Добавление компонента осуществляется путем выбора соответствующего модуля или компонента на панели добавления компонента (рис. 3.11).

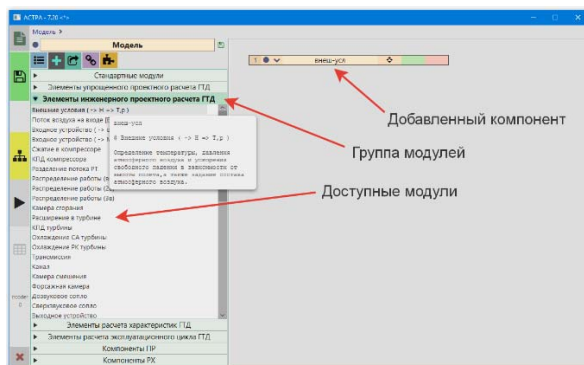


Рис. 3.11. Добавление нового компонента

На правой панели отображается схема внутренней модели (под-модели) (рис. 3.12). Она включает перечень внутренних компонентов (рис. 3.13) и обозначение связей между параметрами.

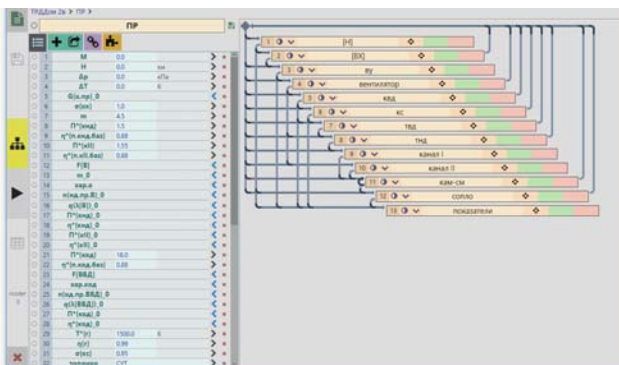


Рис. 3.12. Структура компонента

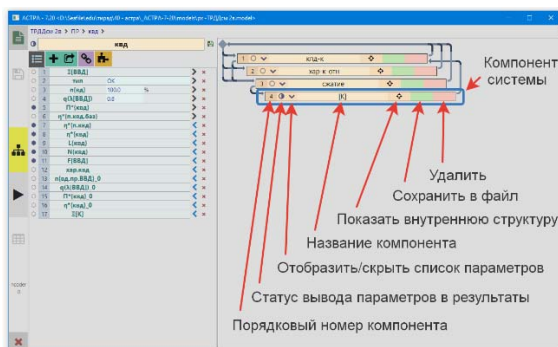


Рис. 3.13. Список параметров внутреннего компонента

## V. Формирование связей между параметрами компонентов

Список параметров внутреннего компонента (рис. 3.14) можно отобразить, нажав кнопку с символом «стрелка вниз», расположенную слева от его названия.

Автоматическая передача значений между параметрами устанавливается путем выбора «связать» и далее параметра-источника значения в меню выбора способа определения параметра (рис. 3.15).

В итоге формируется связь между параметрами компонентов. Схематично она отображается линией со стрелкой, которая соединяет поля двух компонентов (рис. 3.16). В подсказке к линии можно увидеть соединяемые компоненты и параметры.

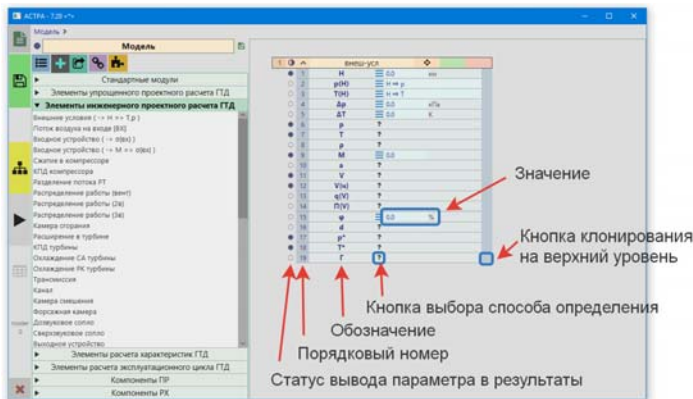


Рис. 3.14. Список параметров внутреннего компонента

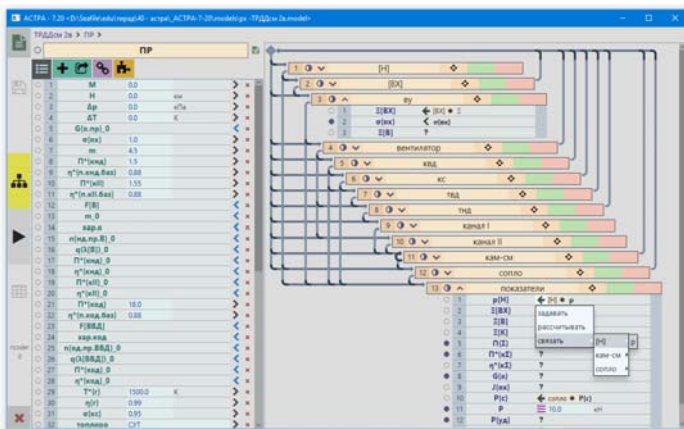


Рис. 3.15. Добавление связи между параметрами

## VI. Определение задаваемых и рассчитываемых параметров

По умолчанию значения входных параметров компонента задаются пользователем (☰) с помощью поля редактирования. Значения выходных параметров, соответственно, определяются в результате выполнения расчета (?). Тип параметра (входной или выходной) определяется алгоритмом, описанном в соответствующем модуле.



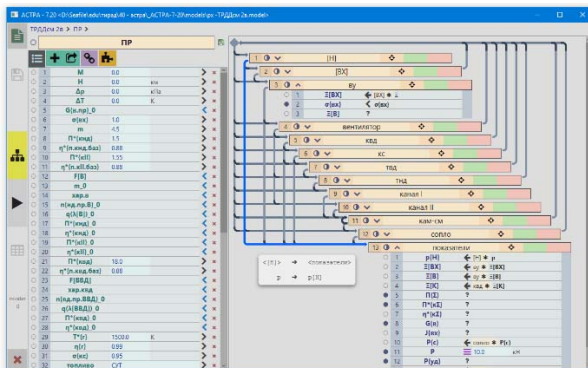


Рис. 3.16. Связь между параметрами

Однако даже для входного параметра можно указать, что он рассчитывается, а для выходного задать конкретное значение или связать с другим параметром. В первом случае параметр станет варьлируемым и в процессе расчета будет подбираться с помощью метода решения системы нелинейных уравнений. Во втором случае будет сформировано уравнение в виде невязки, которая будет использоваться в качестве условия при поиске решения.

Текущий перечень варьлируемых параметров и уравнений отображается на панели свойств процедуры «Согласование» (рис. 3.17).

Очевидно, что в случае корректно поставленной задачи количество варьлируемых параметров равно количеству уравнений.

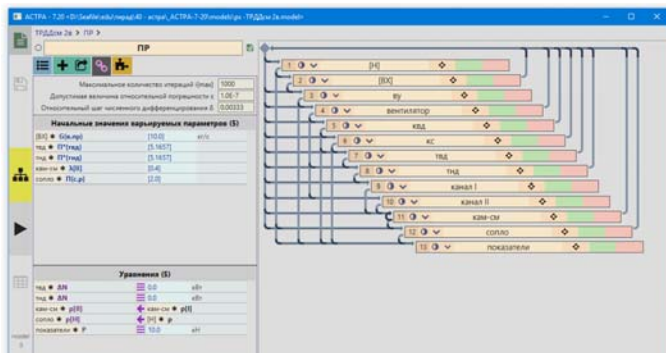


Рис. 3.17. Панель свойств процедуры «Согласование»

## VII. Использование дополнительных процедур

К дополнительным процедурам относятся процедуры «Оптимизация» и «Табулирование». Чтобы подключить, например, операцию «Табулирование», нужно щелкнуть левой кнопкой мыши на кнопке выбора дополнительной процедуры (рис. 3.18) и в выпадающем списке выбрать «Табулирование».

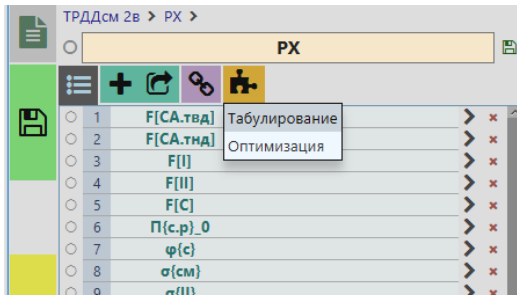


Рис. 3.18. Выбор дополнительной процедуры

После этого появится панель свойств процедуры «Табулирование», а также в вариантах способа определения значения параметра появится пункт «табулировать» (рис. 3.19).

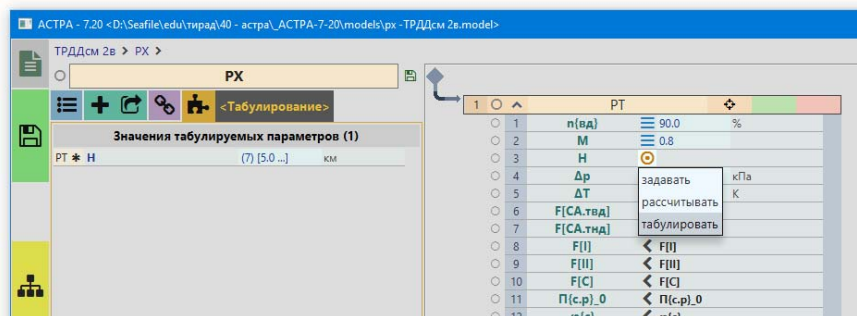


Рис. 3.19. Выбор табулируемых параметров

Список табулируемых параметров отображается на панели свойств процедуры «Табулирование». Отредактировать таблицу значений табулируемого параметра можно с помощью специальной панели

(рис. 3.20), которая появляется при нажатии на поле значений параметра.

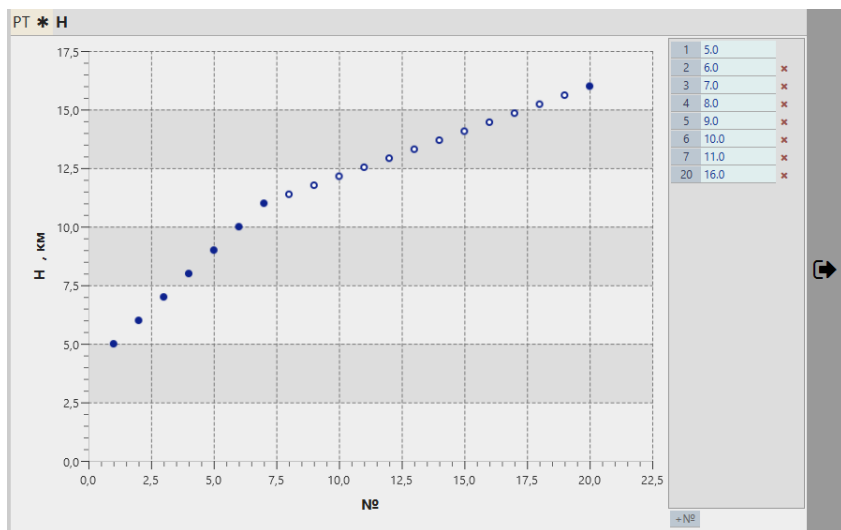




Рис. 3.20. Панель редактирования таблицы значений табулируемого параметра

### **VIII. Выполнение расчета и просмотр результатов**

Запуск расчета осуществляется кнопкой  «Запустить расчет» на служебной панели.

После успешного завершения расчета программа автоматически переходит в режим отображения таблицы результатов, отображается панель с таблицей результатов.

Возврат к редактированию модели осуществляется нажатием кнопки «Режим редактирования модели» .

### **IX. Завершение работы с моделью**

Завершение работы с системой АСТРА осуществляется простым закрытием программы. Если текущая модель не была сохранена со времени последнего изменения, то появится окно с предложением сохранить информацию о модели в файл.

## Глава 4

# ОСНОВЫ ФОРМИРОВАНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ОБЛИКА ТУРБОКОМПРЕССОРА МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД

Выбор рациональных конструктивно-геометрических параметров и конструктивной схемы турбокомпрессора требует решения целого комплекса проблем, к основным из которых следует отнести:

- анализ конструктивных схем МГТД;
- определение комплекса параметров, характеризующих облик проточной части двигателя;
- разработка метода согласования конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессоров МГТД различных схем;
- разработка комплекса необходимых математических моделей для расчета геометрических параметров и массы узлов турбокомпрессора двигателя;
- разработка метода выбора оптимальных конструктивно-геометрических параметров и схемы МГТД.

Ниже излагаются разработанные методы и подходы к решению этих проблем.

### **4.1. Метод согласования конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессоров при их проектировании**

#### ***4.1.1. Анализ конструктивных схем турбокомпрессоров***

Современные малоразмерные ГТД характеризуются большим разнообразием конструктивно-схемных решений. Выделить четкие закономерности выбора конструктивных схем ГТД пока не удастся. Для однотипного целевого назначения создаются ГТД с различными типами компрессоров, камер сгорания, турбин, с одновальными, двухвальными и трехвальными схемами газогенератора, для турбовальных ГТД с выводом

приводного вала вперед, назад и т.д. Задача выбора той или иной схемы двигателя является трудноформализуемой. Например, однокаскадная схема газогенератора обеспечивает меньшую стоимость разработок, тогда как применение двухкаскадной и трехкаскадной схем приводит к улучшению характеристик, снижению степени риска разработки и облегчает возможность повышения его тяги или мощности в дальнейшем. Неоднозначно влияние схемы ГТД и на массовые характеристики силовой установки. Одной из основных причин, порождающих различные схемы ГТД, является влияние размеров элементов проточной части на эффективность рабочих процессов в них, на их конструктивный облик и компоновку.

Конструктивно-схемные решения для МГТД зависят от их целевого назначения, от компоновки двигателя в системе силовой установки конкретного транспортного или энергетического средства и от размерности двигателя. Например, на основе опубликованных материалов по ГТД в отечественной и зарубежной печати все турбовальные двигатели можно разделить на классы по мощности (в табл. 4.1 представлены, например, схемы и основные технические данные характерных представителей турбовальных ГТД): до 300 кВт; 300...700 кВт; 700...1400 кВт; свыше 1400 кВт. Из табл. 4.1 видно, как сильно влияет размерность ГТД на их конструктивную схему.

Для каждого класса мощности можно выделить характерные конструктивные особенности ГТД. Для первого класса характерны одновальные конструктивные схемы турбокомпрессоров (без свободной турбины), состоящие из центробежного одноступенчатого компрессора, радиальной или осевой одноступенчатой турбины, кольцевой противоточной или выносной трубчатой камеры сгорания. Эти двигатели предназначены для использования на самолетах, судах в качестве ВГТД, а также как генераторы сжатого воздуха.

Для второго класса характерны схемы с одновальным газогенератором с центробежным или с осецентрическим компрессором, с противоточной камерой сгорания с одно- или двухступенчатой осевой турбиной компрессора и с одноступенчатой осевой свободной турбиной.

Для третьего класса характерно многообразие конструктивно-схемных решений, здесь встречаются как одновальные газогенераторы с осецентрическим компрессором или двухступенчатым центробежным компрессором, так и двухвальные газогенераторы с осевым и центробежным компрессорами, с одно- или двухступенчатой турбиной га-

Таблица 4.1. Схемы и основные технические данные характерных представителей турбовальных ГТД

ДВИГАТЕЛЬ	Мощность двигателя на режиме «Взлет», кВт	Расход воздуха, кг/с	Степень повышения давления в компрессоре	Температура газа на выходе из камеры сгорания, К	Схема	Тип камеры сгорания	Линия охлаждения турбины компрессора	Частота вращения ротора газопереатора, об/мин	Частота вращения ротора свободной турбины, об/мин	Длина двигателя, мм	Ширина двигателя, мм	Высота двигателя, мм	Наибольший диаметр двигателя, мм	Масса двигателя, кг	Удельная масса двигателя
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
ГТСП 36-100	40	2,0	4,0	-	1 пб 1 рад.ос	вынош. трубч.	есть	58737	-	787	432	533	-	52,6	1,315
ГТСП 331	105	3,3			2 пб 3 ос	кольц. проти-воточн.	-	40712		1500	775	745	-	218	2,076
ГТД 350	294	2,0	6	-	7 ос + 1 пб 1 ос 2 ос	коль-цевая	-	45000	21000	1300	550	-	-	140	0,476
ТМ-319	357	1,6	8,5	1300	1 пб 1 ос 1 ос	кольц. проти-воточн.	нет	54000	45000	782	-	540	-	87	0,276
ТВО-100	532	2,75	9,74	1300	2 ос + 1 пб 1 ос 1 ос	проти-воточ-ная	есть	43000	34900	1045	490	-	-	125,4	0,235
«Джем»-60	850	4,72	-	-	4 ос 1 пб 1 ос 1 ос 2 ос	кольц. проти-воточн.	-	27000	-	1092	575	596	584	155	0,182

Окончание табл. 4.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
<b>PW-115</b>	1100	7,78	15	1550		кольц. проти-воточн.	Есть	-	-	2130	-	-	635	418	16 0,38
<b>ТВ2-117</b>	1104	8,1	6,6			прямо-точн.	-	22000	12000	2835	747	-	-	330	0,3
<b>RTM-322</b>	1566	-	14,5	1600		кольц. проти-воточн	есть	36300	20900	1171	609	-	-	240	0,153
<b>PW-3005</b>	3700	-	18	1673		кольц. прямо-точн.	есть	-	-	1956	-	-	673		0,206
<b>T-406-AD-400</b>	4530	-	14	1482		кольц. прямо-точн.	-	-	-	1957	-	-	620	440	0,096

зогенератора и одно- или двухступенчатой осевой свободной турбиной. Камеры сгорания выполняются и прямоточными, и противоточными.

В последнем, наибольшем по мощности классе двигателей встречаются и одновальные, и двухвальные газогенераторы с осецентрированными или только осевыми компрессорами, с двухступенчатой осевой свободной турбиной. Аналогичная картина наблюдается и для малоразмерных ТРД и ТРДД.

Таким образом, для всего множества малоразмерных двигателей можно выделить следующие характерные конструктивные особенности:

- наличие центробежной ступени компрессора, что объясняется сравнительно высокой степенью повышения давления в одной ступени  $\pi_{\text{ЦБК}}^* = 4 \dots 6$  и относительной простотой конструкции, более благоприятными характеристиками, чем у осевого компрессора; к тому же постановка замыкающей центробежной ступени позволяет получить более высокий КПД за счет исключения последних осевых ступеней, имеющих слишком малые высоты лопаток и, следовательно, высокие потери;

- наличие противоточной камеры сгорания, которая хорошо komponуется с центробежным компрессором и турбиной газогенератора, при этом уменьшаются длина ротора газогенератора, расстояние между опорами, а также число опор, что позволяет получить более жесткий ротор;

- малое число ступеней турбины газогенератора  $z_T = 1 \dots 2$ , что стало возможным, благодаря применению материалов с высокими прочностными характеристиками, а также благодаря усовершенствованию методик расчета турбин, что в совокупности позволило повысить окружные скорости в турбине и срабатываемый теплоперепад;

- применение одновальных схем газогенераторов, что позволяет получить короткие жесткие роторы, а также значительно сократить стоимость разработок;

- для турбовальных ГТД вал свободной турбины обычно выводится вперед, что в большинстве случаев связано с конструктивными особенностями размещения двигателя на летательном аппарате;

- для двигателей мощностью  $N_e \leq 300$  кВт (тягой  $P_{\text{дв}} \leq 1$  кН) характерно наличие радиально-осевых турбин газогенератора, что вызвано недопустимо малыми высотами рабочих лопаток в случае при-



менения осевых турбин; к тому же радиальная турбина имеет в этих случаях более высокий КПД по сравнению с осевой.

Анализ конструктивных схем позволяет выделить конструктивные признаки, с помощью которых можно описать любую схему ГТД. В качестве примера в виде матрицы конструктивных признаков они представлены в табл. 4.2. Такое представление дает возможность, во-первых, формализовать процесс синтеза различных схем ГТД при их автоматизированном проектировании; во-вторых, позволяет наращивать указанную матрицу по мере развития и изменения схемных признаков, не нарушив концептуального подхода.

#### **4.1.2. Выбор параметров, определяющих облик турбокомпрессора**

Облик турбокомпрессора ГТД зависит не только от схемы двигателя, числа каскадов, типа основных узлов, но зависит и от формы проточной части лопаточных машин, соотношения геометрических размеров сопрягаемых элементов турбокомпрессора, высот лопаток турбомашин и их диаметров и многих других факторов. Поэтому для того чтобы в процессе проектирования получить информацию, необходимую для синтеза облика турбокомпрессора, требуется выделить важнейшие, наиболее значимые параметры.

Конфигурация проточной части турбокомпрессора характеризуется совокупностью конструктивно-геометрических параметров и их соотношений. К ним относятся: средние диаметры компрессора ( $D_{к\text{ср}}$ ) и турбины ( $D_{т\text{ср}}$ ), относительные диаметры втулок на входе в компрессор ( $\bar{d}_{\text{вк}}$ ) и на выходе из него ( $\bar{d}_{\text{вк}}$ ), отношение среднего диаметра турбины к высоте лопатки на выходе из нее ( $D_{т\text{ср}} / h_t$ ) и т.д. Так как проточные части осевых лопаточных машин в общем случае могут иметь различную конфигурацию (в частности,  $D_{\text{ср}} = \text{const}$ ,  $D_{\text{вт}} = \text{const}$ ,  $D_{\text{пер}} = \text{const}$ ), то необходимо ввести параметр, характеризующий наклон проточной части. В качестве такого параметра может быть выбрано отношение среднего диаметра на выходе из лопаточной машины к среднему диаметру на входе: для компрессора  $\bar{r}_k = D_{\text{ср}} / D_{\text{вк}}$ , для турбины  $\bar{r}_t = D_{\text{ср}} / D_{\text{вк}}$ , для центробежного компрессора отношение диаметра на выходе из рабочего колеса к наружному диаметру на входе  $(D_2 / D_1)_{\text{КЦБ}}$ .

**Таблица 4.2 Матрица возможных конструктивно-схемных решений**

Возможные решения					
Тип входного устройства	осевое		радиальное		тангенциальное
Тип компрессора	осевой			центробежный	диагональный
Тип ротора	барабанный	дисковый		-	
Число регулируемых ступеней	0	1	2	...	-
Число клапанов перепуска	0	1	2	...	
Наличие ВНА	есть			нет	
Наличие перед. опоры	есть			нет	
Наличие задней опоры	есть			нет	
Наличие переходника между компрессорами	есть			нет	
Тип переходника	между осевыми		между центробежными		между ОК и ЦБК
Тип камеры сгорания	прямоточная		противоточная		
Тип турбины	осевая		радиально-осевая		центростремительная
Наличие бандажа	есть	нет	-		
Наличие перед. опоры	есть			нет	
Наличие задней опоры	есть			нет	
Тип выходного устройства	осевое		радиальное		
Число каскадов	1		2		3
Вывод вала свободной турбины	вперед			назад	

Взаимное расположение узлов турбокомпрессора относительно друг друга характеризуется следующими геометрическими соотношениями:

- отношение наружного диаметра на входе в  $j+1$  каскад компрессора к наружному диаметру на входе в  $j$  каскад, характеризующее взаимное расположение компрессоров ( $D_{1кj+1} / D_{1кj}$ );
- отношение среднего диаметра на входе в  $j+1$  каскад турбины к среднему диаметру на входе в  $j$  каскад турбины, характеризующее взаимное расположение турбин ( $D_{1тсрj+1} / D_{1тсрj}$ );
- отношение наружного диаметра на входе в компрессор  $j$ - каскада к среднему диаметру на входе в турбину  $j$ - каскада, характеризующее взаимное расположение турбины и компрессора одного каскада ( $D_{1кj} / D_{1тсрj}$ ).

В качестве примера в табл. 4.3 представлен статистический материал по основным конструктивно-геометрическим параметрам турбокомпрессоров турбовальных ГТД СТ.

#### ***4.1.3. Математическая модель согласования конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора***

Одной из основных задач, решаемых при формировании конструктивно-геометрического облика двигателя, является согласование параметров элементов турбокомпрессора.

Теоретические основы газодинамического и геометрического согласования компрессоров и турбин впервые были сформированы и разработаны К.В. Холщевниковым [145]. В основу было положено научное обобщение опыта проектирования ГТД первых поколений, одновальных турбокомпрессоров с осевыми компрессорами и турбинами. Однако применение методики согласования на основе полученного К.В. Холщевниковым комплексного параметра к современным и перспективным ГТД связано со значительными трудностями. При всех своих достоинствах эти методы требуют разработки достаточно сложных алгоритмов, причем для каждой выбранной схемы турбокомпрессора, что осложняет автоматизированный поиск оптимальных схем [133].

Согласование параметров элементов турбокомпрессора условно может быть разделено на термогазодинамическое согласование (соблюдение балансов расхода газа, давлений, температур в характерных



сечениях проточной части двигателя, балансов мощностей на валах каскадов), которое обеспечивается при выполнении термогазодинамического расчета двигателя, и конструктивно-геометрическое согласование (соблюдение равенства частот вращения роторов компрессоров и турбин при согласовании их диаметров, обеспечение плавности изменения проточной части турбокомпрессора, геометрическое согласование его элементов с учетом их прочности и т.п.).

Исходя из современных представлений о декомпозиции процесса проектирования целесообразно разделить и сделать этапы термогазодинамического и конструктивно-геометрического согласования турбокомпрессора относительно независимыми, что позволит проводить оптимизационные расчеты отдельно на каждом этапе. При этом метод согласования конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора должен обеспечивать расчет различных возможных схем турбокомпрессора, обеспечивать решение как прямой, так и обратной задач, давать возможность поиска рационального конструктивно-геометрического облика турбокомпрессора в режиме оптимизации или режиме эвристического проектирования.

Выполнение указанных требований может быть обеспечено на основе модульного принципа построения математического и программного обеспечения системы автоматизированного проектирования турбокомпрессора [19, 134]. В соответствии с ним турбокомпрессор разбивается на узлы, соответствующие делению двигателя на элементы: компрессор, камера сгорания и турбина. Они, в свою очередь, могут быть представлены различными типами: компрессор – осевой, центробежный, осецентробежный; турбина – осевая, радиально-осевая и т.п.

Это позволяет использовать одни и те же модули математического обеспечения при формировании различных схем двигателей. Входной информацией для каждого модуля являются соответствующие термодинамические параметры рабочего тела, параметры, определяющие форму проточной части, приведенные скорости и т.д. В каждом модуле, независимо от других, определяются площади, геометрические параметры на входе и выходе, частоты вращения, окружные скорости. Этим обеспечивается независимость и универсальность модулей.

Суть предлагаемого метода состоит в том, что задача согласования конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора сводится к решению системы нелинейных алгебраических уравнений стандартными математическими методами, например методом Ньютона.

В зависимости от выбранной схемы двигателя формируются соответствующие ей уравнения, которые можно сгруппировать следующим образом:

- уравнение равенства частот вращения компрессора и турбины каждого каскада  $n_{к_j} = n_{т_j}$  ;
- уравнения равенства частот вращения компрессоров различных типов одного каскада  $n_{кос} = n_{цбк}$  ;
- уравнение, определяющее заданную частоту вращения ротора свободной турбины,  $n_{тсв} = n_{тсвзад}$  ;
- уравнения, определяющие геометрические соотношения между компрессорами,  $\frac{D_{1к_{j+1}}}{D_{1к_j}} = A_j$  ;  $\frac{D_{1кцб_j}}{D_{1к_j}} = B_j$  ;
- уравнения, определяющие геометрическое соотношение между турбиной и компрессором одного каскада,  $\frac{D_{1к_j}}{D_{1тксп_j}} = C_j$  ;
- уравнения, определяющие геометрическое соотношение между турбинами,  $\frac{D_{1т_{j+1}}}{D_{1т_j}} = D_j$  .

В соответствии со схемой турбокомпрессора выбираются независимые переменные (относительные диаметры втулок на входе в каскад компрессора, приведенная окружная скорость на входе в компрессор, отношение среднего диаметра турбины к высоте лопатки на выходе из турбины и т.д.),  $x = \{d_{1к}, \lambda_{ук}, D_{тксп} / h_t, \dots\}$ .

Формирование системы уравнений и выбор независимых переменных можно полностью формализовать и выполнять автоматически, исходя из заданной схемы турбокомпрессора. Действительно, в рассматриваемой постановке задачи каждому узлу соответствует вполне определенный набор независимых переменных: для осевого компрессора –  $d_{1к}, \lambda_{ук}$  ; для центробежного –  $\bar{d}_{1кцб}, \bar{H}_{1кцб}$  ; для турбины –  $D_{тксп} / h_t$  .

Это дает возможность применить принцип модульности, т.е. один раз описав математическую модель каждого узла, можно из них собирать различные схемы, зная, что каждому узлу соответствует опреде-

ленный набор независимых переменных. В случае изменения математической модели, какого-либо узла необходимо лишь, чтобы не изменился состав независимых переменных. Это дает возможность оперативно менять модели и конструктивные схемы, не затрагивая саму концепцию автоматизированного формирования систем уравнений по схемным признакам, определяющих тип узла и соответственно его независимые переменные. Алгоритм метода согласования представлен на рис. 4.1.

Таким образом, по выбранной схеме турбокомпрессора, которая определяется числом каскадов, типом компрессоров, турбин, формируются уравнения и независимые переменные. Проиллюстрируем это на примере одновального газогенератора с осецентрированным компрессором и свободной турбиной. Система уравнений в этом случае выглядит следующим образом:

$$\begin{cases} n_k - n_t = 0 \\ n_{k\text{ ос}} - n_{\text{ЦБК}} = 0 \\ n_{t\text{ св}} - n_{t\text{ св зад}} = 0 \\ D_{1k} / D_{1\text{тк ср}} - (D_{1k} / D_{1\text{тк ср}})_{\text{зад}} = 0 \\ D_{1k\text{ ЦБ}} / D_{1k} - (D_{1k\text{ ЦБ}} / D_{1k})_{\text{зад}} = 0 \\ D_{1t\text{ св ср}} / D_{1\text{тк ср}} - (D_{1t\text{ св ср}} / D_{1\text{тк ср}})_{\text{зад}} = 0. \end{cases} \quad (4.1)$$

Этим уравнениям соответствуют следующие независимые переменные:

$$\begin{aligned} x_1 &= \bar{d}_{1k}; & x_2 &= \lambda_{1k}; & x_3 &= \bar{d}_{1k\text{ ЦБ}}; \\ x_4 &= \bar{H}_{k\text{ ЦБ}}; & x_5 &= D_{\text{тк ср}} / h_t; & x_6 &= D_{\text{тк ср}} / h_t. \end{aligned}$$

После решения системы уравнений осуществляется проверка ограничений на независимые переменные  $x$  и функциональных ограничений  $Q(x)$ .

Все параметры, на которые накладываются ограничения, можно разделить на три группы:

- независимые переменные при конструктивно-геометрическом согласовании;
- оптимизируемые переменные;
- прочие параметры турбокомпрессора, на которые накладываются функциональные ограничения.

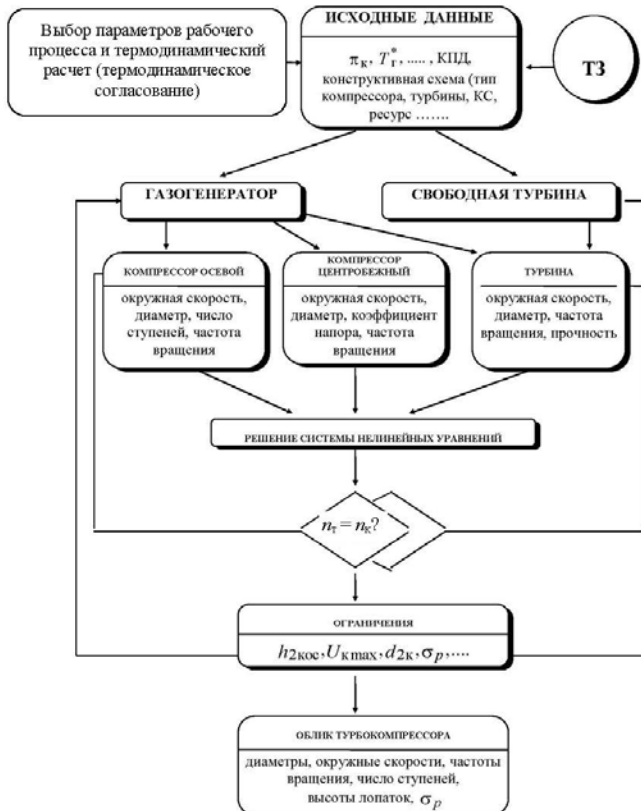


Рис. 4.1. Схема метода согласования конструктивно-геометрических параметров узлов турбокомпрессора

К первой группе относятся параметры:

$$\bar{d}_{1к}, \lambda_{чк}, \bar{d}_{1кЦБ}, \bar{H}_{кЦБ}, D_{тк\text{ср}}/h_t$$

Ограничения, накладываемые на параметр  $\bar{d}_{1к}$ , позволяют определить величину минимально допустимого втулочного диаметра на входе в  $j$ -й каскад компрессора из условия размещения валов и опор, а также минимально допустимой высоты лопатки. На параметр  $\lambda_{чк}$  ограничения накладываются с целью получения допустимых величин окружных скоростей в осевом компрессоре, ограничиваемых прочностными свойствами материала и возможностью получения приемле-



мого значения КПД. С аналогичной целью выбираются границы параметра  $H_{КЦБ}$ . Ограничения на отношение  $D_{тк\text{ ср}} / h_t$  накладывают с целью получения допустимых величин напряжений в лопатках турбины и приемлемых высот последних.

Ко второй группе относятся параметры, определяющие форму проточной части узлов турбокомпрессора и взаимное их расположение:

$$\bar{r}_k; \bar{r}_t; \left( \frac{D_1}{D_2} \right)_{КЦБ}; \frac{D_{1kj+1}}{D_{1kj}}; \frac{D_{1kj}}{D_{1тк\text{ ср } j}}; \frac{D_{1т\text{ св ср}}}{D_{1тк\text{ ср}}}$$

Ограничения, накладываемые на параметры  $\bar{r}_k, \bar{r}_t$ , предназначены для формирования плавной формы проточной части осевого компрессора и турбины, предотвращения больших потерь вследствие отрыва потока от стенок и образования зон сильной турбулентности.

Величина  $D_{1т\text{ св ср}} / D_{1тк\text{ ср}}$  ограничивается по ряду причин:

- длина переходника между турбиной компрессора и свободной турбиной, определяемая этим параметром, должна быть приемлема по величине потерь в нем;
- проточная часть переходника не должна накладываться на противоточную камеру сгорания.

Ограничения на параметр  $(D_1 / D_2)_{КЦБ}$  служат для получения допустимых, из условия прочности материала, окружных скоростей на выходе из рабочего колеса ЦБК и предотвращения сильного падения коэффициента напора (а значит, и  $\pi_{к\text{ ЦБ}}^*$ ).

Параметры  $D_{1kj+1} / D_{1kj}$  и  $D_{1kj} / D_{1тк\text{ ср } j}$  ограничивают, исходя из конструктивных особенностей: согласование отдельных элементов между собой, размещение валов и опор, обеспечение плавности проточной части турбокомпрессора с целью снижения потерь.

Функциональные ограничения отражают физическую область существования проекта. Они зависят от значений параметров первых двух групп. К ним относятся ограничения на следующие параметры:

$$\sigma_{р\text{ доп}}; \bar{h}_{2к}; d_{2к}; D_{1КЦБ\text{ вт}}; \bar{u}_{2КЦБ}; \bar{c}_{ак}; c_{1\text{ и}}.$$

Максимальные значения напряжений растяжения в корневом сечении лопаток турбины –  $\sigma_{р\text{ доп}}$  ограничиваются прочностными свойствами материала, из которого они изготовлены.

Ограничения, накладываемые на значение высоты лопатки на выходе из осевого компрессора –  $h_{2к}$ , позволяют предупредить получение

нерационально малого значения этого параметра, приводящего к снижению КПД компрессора вследствие больших потерь. С этой же целью ограничивают параметр  $\bar{d}_{2к}$ .

Минимальное значение втулочного диаметра на входе в центробежный компрессор –  $D_{1к ЦБ вт}$  определяется конструктивными соображениями: необходимостью размещения опор, валов, диска компрессора. Максимальное значение окружной скорости на выходе из рабочего колеса –  $u_{2 к ЦБ}$  ограничивается прочностными свойствами материала, из которого изготовлено рабочее колесо компрессора.

Ограничение параметра  $\bar{c}_{ак}$  связано с необходимостью получения допустимого угла наклона вектора относительной скорости потока на входе в рабочее колесо осевого компрессора к плоскости рабочего колеса (получение безударного обтекания лопаток рабочего колеса) и стремлением получить высоту лопаток последних ступеней в приемлемых пределах.

Значение параметра относительной производительности центробежного компрессора –  $c_{1u} = \bar{c}_{1a} / u_{2 к ЦБ}$  ограничивают с целью предотвращения значительных потерь напора в его рабочем колесе.

Если заданные ограничения на значения  $x$  и  $Q(x)$  не выполняются, то необходимо либо изменить условия согласования параметров (константы системы уравнений), либо изменить исходные проектные данные, либо пересмотреть заданные ограничения. Следует отметить, что при оптимизации облика турбокомпрессора эта процедура легко формализуется.

Результатом конструктивно-геометрического согласования является определение основных геометрических параметров узлов турбокомпрессора:

- площадей на входе и выходе ( $F_{вх}, F_{вых}$ );
- втулочных, средних и периферийных диаметров;
- высот лопаток;
- числа ступеней осевого компрессора и турбины;
- частот вращения роторов ( $n$ ).

Небольшое количество уравнений и соответственно независимых переменных позволяет использовать этот метод и при решении более сложных задач структурно-параметрической оптимизации облика турбокомпрессора.

## **4.2. Метод поиска оптимальных конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора и его конструктивной схемы**

Задача выбора рациональной схемы турбокомпрессора и его конструктивно-геометрических параметров рассматривается как задача структурно-параметрической оптимизации, поскольку кроме параметрической оптимизации конструктивно-геометрических параметров здесь необходимо оптимизировать и конструктивную схему турбокомпрессора (число валов, тип компрессора, турбины, число ступеней компрессора и турбины и т.д.), которая задается дискретными схемными признаками.

Следует подчеркнуть, что турбокомпрессор является сложной технической системой и качество его проектирования с позиции системного подхода должно оцениваться по комплексу технико-экономических критериев, т.е. оптимизация облика турбокомпрессора в принципе является задачей многокритериальной оптимизации.

### ***4.2.1. Критерии оптимизации конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора***

Для оптимизации из всей совокупности критериев эффективности двигателя и его узлов можно выделить те критерии, которые характеризуют турбокомпрессор [19]:

- масса двигателя;
- стоимость (цена) двигателя;
- трудоемкость изготовления;
- минимальное число деталей (или число ступеней турбокомпрессора);
- стоимость жизненного цикла двигателя;
- удельный расход топлива;
- надежность (ресурс);
- габаритные размеры и т.д.

Такие критерии как масса, стоимость, удельный расход топлива являются обобщенными показателями, характеризующими совершенство двигателя как с точки зрения конструктивной схемы, так и с точки зрения совершенства отдельных узлов (количества и массы

деталей, потерь в проточной части, применение того или иного типа узла и т.д.).

Габаритные размеры двигателя, его ресурс чаще всего выступают при проектировании как ограничения (не более или не менее заданной величины).

Критерий «минимальное число деталей» может быть использован в случае создания наиболее дешевого двигателя (например, двигателя одноразового использования) или более надежного двигателя.

Следует отметить, что в настоящее время недостаточно проработаны математические модели по узловой оценке стоимости двигателя и трудоемкости его изготовления в зависимости от его основных конструктивно-геометрических параметров для этапа концептуального проектирования. Поэтому часто вместо них в качестве важнейшего показателя выбирают массу двигателя как наиболее интегральный показатель, учитывающий изменение конструктивно-геометрических параметров и схемных признаков турбокомпрессора. Для проведения оптимизационных расчетов при формировании облика проточной части необходимо располагать такой моделью расчета массы турбокомпрессора, которая физически правильно отражает влияние основных оптимизируемых параметров на массу двигателя.

Разработанные в ЦИАМ [19] модели базируются на обширном статистическом материале по ГТД, при этом выделяются следующие узлы турбокомпрессора:

- передний корпус, включающий в себя приводы и опоры  $M_{пк} = f(D_{1к}, \text{число каскадов});$
- компрессор (осевой, центробежный) с поступенчатым расчетом масс  $M_{компр} = f(\text{тип компрессора, число ступеней, } p_i^*, T_i^*, G_{в\ i}, n, z_k, \text{наличие ВНА, СА, } \dots);$
- камера сгорания (прямоточная, противоточная)  $M_{кс} = f(D_{2к}, h_{тк}, L_{диф});$
- осевая турбина с поступенчатым расчетом масс  $M_{тк} = f(\text{тип турбины, } p_i^*, T_i^*, z_t, F_{ст\ i}, n_{тк}, \text{наличие охлаждения});$
- переходники  $M_{перех} = f(D_{2к\ ср\ j}, D_{1к\ ср\ j+1}, b_{НА}, \rho_{мат}, \text{тип перех.});$
- задний корпус с опорами ротора свободной турбины  $M_{з.к} = f(D_{2т\ св}, h_{2т});$
- валы  $M_{вал} = f(N_e, n_{вв}; l_{КС}, l_t, l_k, l_{перех}, \dots).$

#### **4.2.2. Метод структурно-параметрической оптимизации конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора и его схемы**

Обобщенная постановка задачи формирования облика турбокомпрессора формулируется следующим образом: необходимо найти комплекс параметров, характеризующих схему турбокомпрессора, форму его проточной части, конструктивные, геометрические параметры и соотношения, который бы удовлетворял требованиям, предъявляемым к проектируемому двигателю, и обеспечивал его максимально возможную эффективность по совокупности критериев, при ограничениях, гарантирующих работоспособность конструкции.

Рассматриваемая многокритериальная задача формирования рационального облика турбокомпрессора математически может быть сформулирована следующим образом.

1. Для каждой из заданных схем турбокомпрессора  $S_k$  отыскивается эффективное (наиболее рациональное по совокупности рассматриваемых критериев) решение по вектору конструктивно-геометрических параметров на основе минимаксного принципа оптимальности:

$$X_{S_k} = \arg\{\min_j \max_i \delta y_{ijk}(x_j, S_k) \mid q(x, S) \leq 0, a_n \leq x_n \leq b_n\}, \quad (4.2)$$

где  $X_{S_k}$  – вектор оптимизируемых конструктивно-геометрических параметров для схемы  $S_k$ ;

$n$  – количество оптимизируемых параметров;

$S_k$  – множество конструктивно-схемных признаков (число валов, тип компрессора, турбин, КС и т.д., определяющих схему турбокомпрессора);

$\delta y_{ijk} = \rho_i \frac{y_{ijk} - y_i^{T3}}{y_i^{T3}}$  – нормированное по техническому заданию значение  $i$ -го критерия (или по его оптимальному значению

$$\delta y_{ijk} = \rho_i \frac{y_{ijk} - y_{ik}^{opt}}{y_{ik}^{opt}});$$

$\rho_i$  – коэффициент важности (весомости)  $i$ -того критерия;

$Y_i$  – множество критериев эффективности (масса, удельный расход топлива, стоимость и т.д.);

$q = \{\sigma_{р доп}, h_{2 к}, \dots\}$  – заданные функциональные ограничения.

2. Отыскивается наиболее рациональное решение из множества рассматриваемых схем турбокомпрессора с рациональными конструктивно-геометрическими параметрами для каждой схемы:

$$\Omega^* = \arg \min \sum_{i=1}^l \delta y_{ik}^*$$

где  $\delta y_{ik}^* = \frac{y_k - y_{i \min s}}{y_{i \min s}}$  – относительное значение  $i$ -го критерия, нормированное относительно наилучшего значения этого критерия среди рассматриваемых  $S_k$  схем.

Совокупность искомых параметров  $\Omega^* = \{x_1, x_2, \dots, x_n \dots S_k\}$  представляет собой множество независимых переменных  $X$  и схемных признаков  $S_k$ , которые определяют концепцию проекта и характеризуют все конструктивно-геометрические параметры турбокомпрессора и однозначно определяют значения частных критериев эффективности системы более высокого иерархического уровня.

В рамках заданной схемы геометрический облик турбокомпрессора определяется следующим вектором оптимизируемых параметров:

- $\bar{r}_{kj} = \frac{D_{2\text{ксп}j}}{D_{1\text{ксп}j}}$  – параметр, характеризующий форму проточной части осевого компрессора  $j$  каскада;
- $\bar{r}_{Tj} = \frac{D_{2\text{тсп}j}}{D_{1\text{тсп}j}}$  – параметр, характеризующий форму проточной части осевой турбины  $j$  каскада;
- $D_{1\text{к}j}/D_{1\text{тсп}j}$  – отношение наружного диаметра на входе в компрессор  $j$  каскада к среднему диаметру турбины  $j$  каскада;
- $D_{2\text{цБК}}/D_{1\text{цБК}}$  – отношение диаметра на выходе из рабочего колеса центробежного компрессора к диаметру на входе;
- $D_{\text{цБК}j+1}/D_{1\text{к}j}$  – отношение входного диаметра центробежного компрессора последующего каскада к входному диаметру осевого компрессора предыдущего каскада в случае многовального ГТД;
- $D_{\text{цБК}j}/D_{1\text{к}j}$  – отношение входного диаметра центробежного компрессора к входному диаметру осевого компрессора одного каскада в случае осецентробежного турбокомпрессора;
- $D_{1\text{тсп}j+1}/D_{1\text{ксп}j}$  – отношение среднего входного диаметра последующего каскада турбины к входному среднему диаметру турбины предыдущего каскада.

Метод решения задачи основан на применении методов условной оптимизации, используя минимаксный принцип оптимальности.

Таким образом, задача формирования оптимального облика турбокомпрессора разбивается на два этапа:

- определение оптимальных конструктивно-геометрических параметров для каждой из выбранных схем турбокомпрессора;
- перебор возможных конструктивно-схемных решений с оптимальными конструктивно-геометрическими параметрами и выбор наилучшего варианта облика турбокомпрессора на основе комплекса критериев оценки.

В общем случае первая многопараметрическая задача отыскания оптимальных конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора – есть задача многокритериальной нелинейной оптимизации к -той схемы турбокомпрессора, в которой каждый из рассматриваемых критериев эффективности есть функция

$$y_{ik}(x_1, x_2, \dots, x_n, c_1, c_2, \dots, c_m, S_k),$$

зависящая от искоемых проектных переменных  $x_1, x_2, \dots, x_n$

$$x = \left\{ \bar{r}_k, \bar{r}_T, \frac{D_{1kj}}{D_{1тк\text{ ср}}}, \frac{D_{1т\text{ св ср}}}{D_{1тк\text{ ср}}}, \frac{D_{1kj+1}}{D_{1kj}}, \dots \right\}$$

и заданных исходных проектных данных  $c_1, c_2, \dots, c_m$

$$c = \left\{ \alpha_{ki}, \alpha_{ti}, \lambda_{ki}, \lambda_{ti}, \rho_l, z_{ti}, y_{ti}^* \right\},$$

где искомые и заданные величины связаны друг с другом уравнениями

$$f_i(x_1, x_2, \dots, x_n, c_1, c_2, \dots, c_m) = 0$$

и на искомые и заданные величины накладываются ограничения типа неравенств

$$q(x_1, x_2, \dots, x_n, c_1, c_2, \dots, c_m) = 0.$$

На рис. 4.2 показана графическая интерпретация первого этапа, на котором выполняется выбор оптимального варианта турбокомпрессора при параметрической оптимизации.

Процесс оптимизации осуществляется при ограничениях, налагаемых как на оптимизируемые переменные, так и на функциональные, они учитываются введением штрафов на целевую функцию в случае их невыполнения.

Вариант решения для k-ой схемы $X_{jk}$	Критерии $Y_{ijk}$	$\delta Y_{ijk}$	$\max_i \delta Y_{ijk}$	$\min_j \max_i \delta Y_{ijk}$
$X_{1k}$	$Y_{11k}$	$\delta_{11k}$		
	$Y_{21k}$	$\delta_{21k}$	⇒ *	
	...			
$X_{2k}$	$Y_{\ell 1k}$	$\delta_{\ell 1k}$		
	$Y_{12k}$	$\delta_{12k}$	⇒ *	⇒ *
	$Y_{22k}$	$\delta_{22k}$		
• • •	...			
	...		⇒ *	
	...			
$X_{mk}$	$Y_{\ell 2k}$	$\delta_{\ell 2k}$		
	$Y_{1mk}$	$\delta_{1mk}$		
	$Y_{2mk}$	$\delta_{2mk}$		
	...			
	$Y_{\ell mk}$	$\delta_{\ell mk}$	⇒ *	

Рис. 4.2. Процесс выбора рационального варианта решения при параметрической оптимизации

Второй этап структурно-параметрической оптимизации заключается в выборе наилучшего схемного решения.

Существуют различные подходы к алгоритмизации выбора конструктивной схемы. Но исходным формальным средством описания процессов принятия решений служат таблицы выбора решений (характеристические, решающие, применяемости и т.д.) [101, 128].

Использование таблиц применяемости позволяет упорядочить процесс разработки алгоритма выбора решений, облегчает составление граф-схемы алгоритма, устраняет многие источники возможных ошибок. Однако в указанном методе процесс описания условий существования схем недостаточно формализован. При составлении таблицы применяемости проектировщик обязан в режиме диалога сам задать значения параметров. Применительно к вертолетному ГТД число потенциальных схем может насчитывать десятки тысяч или даже миллионов. Конечно, не все из этих вариантов конструктивно реализуемы, например, за осевым компрессором не может быть размещена противоточная камера сгорания и т.п. Кроме того, такое количество возможных вариантов делает практически невозможным их просмотр. Таким



образом, необходим метод, который позволил бы формализовать процесс описания возможных конструктивных решений.

Метод формализации перебора конструктивных схем предполагает формирование матрицы признаков компоновочных схем (табл.4.4), которая является аналогом табл. 4.2 и условий существования конкретных компоновочных схем.

Она формируется по следующему принципу. По вертикали располагаются ячейки конструктивно-схемных признаков, по горизонтали – их возможные варианты. По мере разработки или выявления новых конструкторско-схемных признаков их числовые коды вносятся соответственно по горизонтали и вертикали.

При автоматизированном заполнении матрицы признаков описывается массив  $S(i, j)$  размерностью  $(n \times l)$ , где  $n$  – количество признаков,  $l$  – количество альтернатив.

Для того чтобы формализовать процесс перебора и задания возможных схем, необходимо сформулировать определенные правила существования и компоновки схем (совместимости признаков), например:

1) все признаки (кроме типа КС, типа свободной турбины, опоры для свободной турбины, числа ступеней свободной турбины) зависят от числа каскадов;

2) противоточная камера сгорания не может быть за осевым компрессором;

3) регулируемые ступени могут быть только у осевых компрессоров;

4) клапана перепуска – только у осевых компрессоров;

5) наличие бандажных лопаток – только у осевых турбин;

6) корпус, соединенный с редуктором, может быть только у осевых компрессоров первого каскада;

7) если в первом каскаде был вывод вала вперед, то в последующем тоже, и наоборот;

8) в случае последнего каскада компрессора переходник отсутствует;

9) ВНА может быть только у компрессора первого каскада;

10) переходник между компрессорами может быть только в случае многокаскадной схемы и т.д.

При таком представлении, например, второе правило будет выглядеть для табл. 4.4 следующим образом:

Если  $S(4,2) = 2$   $S(9,1) = 1$ , то  $N_i = 0$ , где  $N$  – число удачных вариантов.

**Таблица 4.4. Матрица возможных конструктивно-схемных решений**

№ п/п	Конструктивно-схемные признаки	Возможные варианты		
		1	2	3
1	Вывод вала	вперед	Назад	
2	Наличие ВНА	есть	нет	
3	Число регулиров. ступеней компрессора	0	1	
4	Тип камеры сгорания	прямоточн.	противот.	улиточн.
5	Число клапанов перепуска	0	1	
6	Подвод топливопроводов в КС	снаружи	внутри	
7	Корпус компр., соед. с редуктором	да	нет	
8	Число каскадов	1	2	
9	Тип компрессора $j$ каскада	осевой	центроб.	осе-центр.
10	Тип турбины $j$ каскада	осевая	рад.-осевая	
11	Тип свободной турбины	осевая	рад.-осевая	
12	Наличие передней опоры турбины св.	есть	Нет	
13	Наличие задней опоры турбины св.	есть	нет	
14	Минимальное число ступеней турбины св.	1	2	
15	Лопатки бандажные т свт	да	нет	
16	Наличие переходника за турбиной $j$ каскада	есть	нет	
17	Наличие переходника за компрессором $j$ каскада	есть	нет	
18	Наличие передних опор компрессора	есть	нет	
19	Наличие задних опор компрессора	есть	нет	
20	Ротор компрессора $j$ каскада	бараб.	диск	
21	Наличие передней опоры турбины $j$ каскада	есть	нет	
22	Наличие задней опоры турбины $j$ каскада	есть	нет	
23	Минимальное число ступеней турбины $j$ каскада	1	2	
24	Лопатки бандажные турбины $j$ каскада	да	нет	

Тогда матрица выглядит следующим образом:

Признак	Альтернативы					
$S_1$	$S_{11}$	$S_{12}$	$S_{13}$	...	$S_{1j}$	$S_{1l}$
$S_2$						
...						
$S_i$					$S_{ij}$	
$S_n$						$S_{nl}$

Если при просмотре вариантов встретилось сочетание, при котором  $N = 0$ , то дальнейший просмотр этого варианта заканчивается, он бракуется и осуществляется переход на следующую комбинацию признаков.

Процесс перебора схем может быть реализован в виде диалогового режима, когда конструктор сам выбирает и компоует варианты схем из матрицы возможных конструктивно-схемных решений, или автоматического режима, когда перебор возможных схем с учетом введенных правил осуществляется без участия проектировщика (этот режим необходим при решении оптимизационных задач) на основе созданной для этого базы знаний.

Таким образом, алгоритм перебора возможных решений выглядит следующим образом:

1. Формируется матрица признаков компоновочных схем  $S = \{S_1, S_2, \dots, S_k\}$  – конструктивно-геометрические признаки.

2. Вводятся правила, на основе которых осуществляется проверка совместимости признаков конструктивной схемы турбокомпрессора и формируется  $N = \{N_1, N_2, N_m\}$  – множество возможных решений. Эти правила реализуются в виде базы знаний.

3. Генерируется вариант конструктивной схемы турбокомпрессора  $S_k$ , которому соответствует определенный набор признаков.

4. С помощью базы знаний осуществляется проверка сгенерированной схемы на совместимость конструктивных признаков.

5. Осуществляется последовательный перебор конструктивных схем турбокомпрессора и выбирается наиболее рациональный вариант.

Завершающим этапом структурно-параметрической оптимизации является выбор рационального варианта из альтернативных вариантов, когда для каждого варианта возможного конструктивного решения  $S_k$ , характеризующегося набором признаков, были найдены оптимальное значение  $x^0$  оптимизируемых переменных и соответ-

ствующие значения критериев эффективности. Затем по полученным данным строится матрица альтернативных вариантов (рис. 4.3), из которой проектировщик выбирает один  $\Omega^*$  ( $x, S$ ) или несколько вариантов по предложенному выше методу.

$$\Omega^* = \arg \min \sum_{i=1}^l \delta y_{ik}^*$$



Варианты схемного решения $S_k$	Критерии $Y_{if}$		$\min y_{i,sc}$	$\delta y_{ik}^*$	$\Delta_k = \sum_{i=1}^l \delta y_{ik}^*$	$\min \sum_{i=1}^l \delta y_{ik}^*$
	Наименов.	Значен.				
$S_1$	$y_1$ $y_2$ $y_3$ $\vdots$	$y_{11}$ $y_{21}$ $y_{31}$ $\vdots$	$y_2 \min$	$\delta y_{11}^*$ $\delta y_{21}^*$ $\delta y_{31}^*$ $\vdots$	$\Delta_1$	
$S_2$	$y_1$ $y_2$ $y_3$ $\vdots$	$y_{12}$ $y_{22}$ $y_{32}$ $\vdots$	$y_1 \min$	$\delta y_{12}^*$ $\delta y_{22}^*$ $\delta y_{32}^*$ $\vdots$	$\Delta_2$	
$S_3$	$y_1$ $y_2$ $y_3$ $\vdots$	$y_{13}$ $y_{23}$ $y_{33}$ $\vdots$	$y_3 \min$	$\delta y_{13}^*$ $\delta y_{23}^*$ $\delta y_{33}^*$ $\vdots$	$\Delta_3$	$\Omega^*$
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	
$S_k$	$y_1$ $y_2$ $y_3$ $\vdots$ $y_l$	$y_{1k}$ $y_{2k}$ $y_{3k}$ $\vdots$ $y_{lk}$	$y_l \min$	$\delta y_{1k}^*$ $\delta y_{2k}^*$ $\delta y_{3k}^*$ $\vdots$ $\delta y_{lk}^*$	$\Delta_k$	

Рис.4.3 Процесс выбора наилучшего варианта конструктивно-схемного решения ГТД по совокупности критериев

Процесс формирования облика турбокомпрессора представлен на рис. 4.4. Формирование облика турбокомпрессора является одним из важнейших этапов в общем процессе проектирования двигателя. На данном этапе впервые производится визуализация схемы закладываемого двигателя, определяются его конструктивные параметры, масса узлов, появляется возможность оценить правильность принятых решений по основным параметрам рабочего процесса МГТД, конструктивно-геометрическим параметрам, схеме двигателя, оценить эксплуатационные характеристики. Основной задачей при формировании облика турбокомпрессора в САПР является выбор наиболее рациональ-

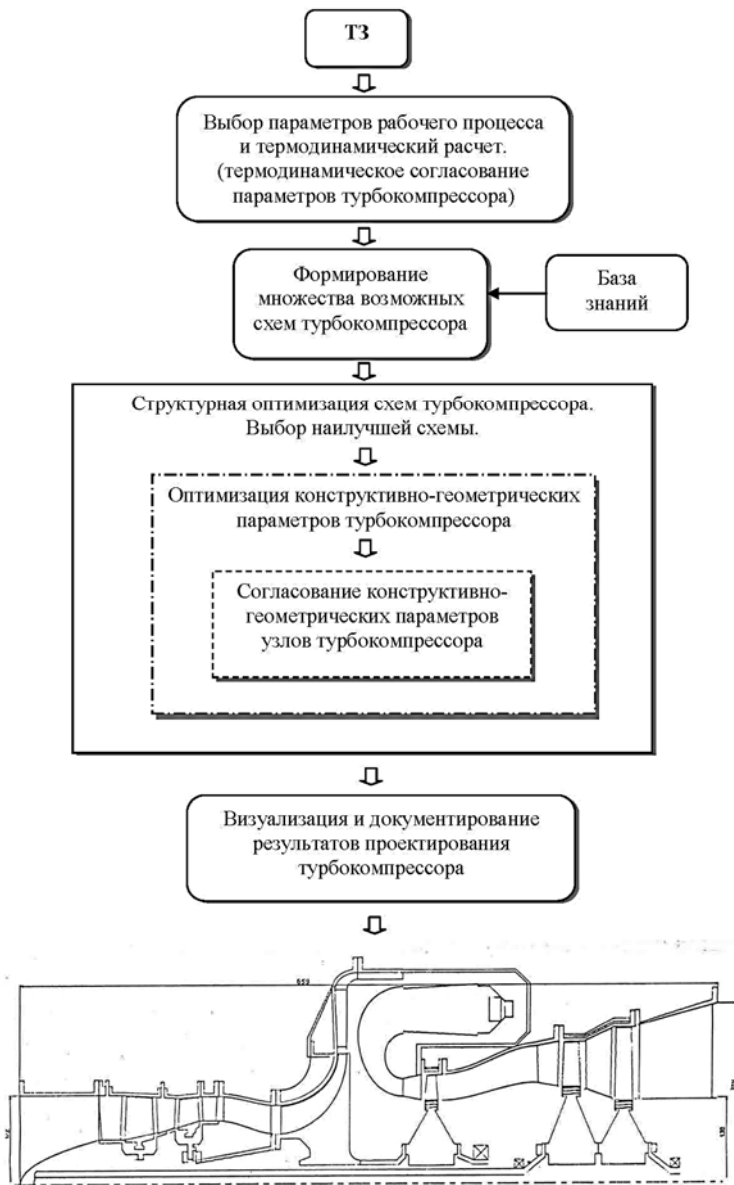


Рис. 4.4. Укрупненный алгоритм формирования облика турбокомпрессора ГТД

ных («оптимальных по совокупности критериев») конструктивно-геометрических параметров и его схемы. Эта задача в общем случае должна решаться методами структурно-параметрической оптимизации. Для упрощения решения данной задачи целесообразно провести декомпозицию процесса проектирования турбокомпрессора на отдельные относительно независимые этапы: термогазодинамического согласования узлов; конструктивно-геометрического согласования элементов турбокомпрессора; оптимизации конструктивно-геометрических параметров заданной схемы; поиска наилучшей схемы; визуализации результатов расчетов; расчетов лопаточных машин с целью оценки потерь и КПД по известной их геометрии на основе многоуровневых моделей.

## Глава 5

### МАЛОРАЗМЕРНЫЕ ТВД

Турбовинтовые двигатели, по сути, являются вторым типом, реально появившимся после ТРД. Главные особенности этих двигателей:

- непревзойденный движитель (воздушный винт);
- дозвуковые скорости полета;
- весьма низкие значения удельного расхода топлива – во многом определяли их области применения на тяжелых, рассчитанных на длительный полет, транспортных и пассажирских, а также на региональных и административных самолетах.

Первоначальный период развития реактивной авиации (40-е годы) характеризуется тем, что в качестве ЛА использовались относительно небольшие самолеты – истребители. Объясняется это главным образом невысокими значениями тяги двигателей того периода – 30...50 кН (3000...5000 кгс). Связано это с низким уровнем значений параметров рабочего процесса и несовершенством применяемых материалов. Нарращивание уровня тяги требовало времени. А при этом для ВВС и для гражданского применения нужны были тяжелые самолеты (бомбардировщики и транспортные самолеты). Быстро решить эту проблему стало возможным путем применения турбовинтовых двигателей. Использование в качестве движителя воздушного винта на дозвуковых скоростях полета позволило решить проблему значительного увеличения тяги. При одном и том же расходе воздуха и при одинаковых значениях параметров рабочего процесса ТВД развивает на взлете почти вдвое большую тягу, чем ТРД [56]. Это позволило создать мощные турбовинтовые двигатели. В ЦАГИ были разработаны уникальные серии воздушных винтов, которые сохраняли высокий КПД до скорости полета  $M = 0,8$ , другие серии имели непревзойденный коэффициент преобразования мощности в тягу, при наличии уникального ТВД НК-12 позволили создать силовые установки для стратегического бомбардировщика Ту-95 и военно-транспортного самолета Ан-22. Таким образом, турбовинтовые двигатели в 50-е годы обеспечили развитие авиации в направлении тяжелых самолетов.

Турбовинтовой двигатель АИ-20 конструкции Ивченко А.Г. обеспечил развитие пассажирских и военно-транспортных самолетов. С другой стороны, такие особенности ТВД, как повышенный шум и вибрации в салоне, привели в 60-е годы практически к отказу от применения ТВД на пассажирских самолетах. Малошумные ТРДД, даже при худшем расходе топлива по сравнению с ТВД (при дешевом тогда топливе), быстро заняли нишу применения на пассажирских самолетах.

### 5.1 Применение малоразмерных ТВД в авиации

Повышенный шум и вибрации в салоне привели к ограничению применения ТВД для дальних пассажирских самолетов. Постепенно ТВД стали применяться на региональных самолетах, в авиации общего назначения, где в силу меньшей продолжительности полета, небольшой мощности двигателей недостатки ТВД менее заметны. Меньшая мощность, а следовательно меньшие размеры, способствовали появлению малоразмерных ТВД. Это двигатели АИ-24, ТВД-10, а впоследствии ТВ7-117. Они широко использовались на самолетах Ан-24, Ан-26, Ан-38, Бе-30, Ил-114.

На рис. 5.1 приведены эти двигатели и летательные аппараты.

Эти самолеты выпускались массовыми сериями различных модификаций. Они нашли широкое применение в качестве СУ как военных самолетов, так и самолетов гражданского назначения.

В 70-е годы, как итог арабо-израильских войн и объявленного арабскими странами-экспортерами эмбарго на поставки нефти в США и страны Западной Европы, разразился «энергетический кризис». Возникли существенные трудности в отраслях, использующих в качестве источника энергии нефтепродукты, и в первую очередь в авиации. Поэтому в странах с развитой авиационной промышленностью были начаты интенсивные исследования по созданию летательных аппаратов и силовых установок с пониженным расходом топлива.

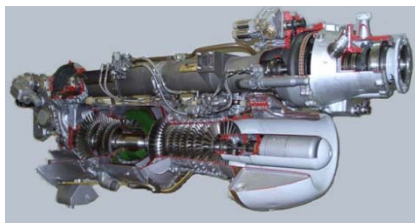
Естественно, что главное внимание при этом было обращено на турбовинтовые двигатели. Исследования велись в направлении минимизации влияния главных негативных факторов ТВД: относительно невысокой скорости полета ( $M_n < 0,65$ ), высоких уровней шума и повышенных вибраций. Первые два фактора были связаны с воздушным винтом (при



увеличении скорости полета его КПД, а следовательно и летные характеристики самолета, резко снижались). Повышенный уровень вибраций был связан с работой шестерен в редукторе. При этом редуктор должен был обеспечивать значительное снижение частоты вращения выходного вала при передаче крутящего момента на вал воздушного винта. Последний, по условиям эксплуатации и известным ограничениям, имеет частоту вращения в 5...10 раз меньшую, чем ротор двигателя.



а)



б)



в)

Рис. 5.1. Турбовинтовые двигатели и соответствующие самолеты:  
 а) АИ-24; б) ТВД-10; в) ТВ7-117

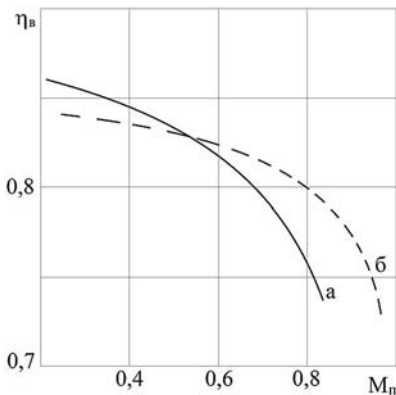


Рис. 5.2. Сравнение зависимостей  $\eta_v = f(M_n)$  для воздушного винта (а) и винтовентилятора (б)

В качестве решения проблемы шума и повышения скорости полета был предложен новый тип движителя – винтовентилятор. По замыслу его разработчиков за счет увеличения числа и формы лопастей (если у воздушного винта число лопастей обычно составляло 3...4, то число лопастей винтовентилятора увеличивалось до 6...8, лопасти становились шире и имели саблевидную форму) можно было сохранить высокий КПД движителя до скорости  $M_n = 0,8$  и снизить шум на 5...10 дБ. На

рис. 5.2 показано сравнение протекания  $\eta_v$  по скорости полета  $M_n$  для воздушного винта (а) и винтовентилятора (б).

Сохранение  $\eta_v = 0,8$  при скорости полета  $M_n = 0,8$  обеспечивало бы для ТВВД по сравнению с лучшими представителями ТРДД выигрыш по удельному расходу 15...20 %.

При этом добавлялся бы выигрыш по взлетной тяговооруженности и меньшей на 5...10 % массе (а следовательно и стоимости) самого двигателя. На рис. 5.3 приведены схемы двухдвигательных самолетов с тянущим и толкающим винтовентиляторами.

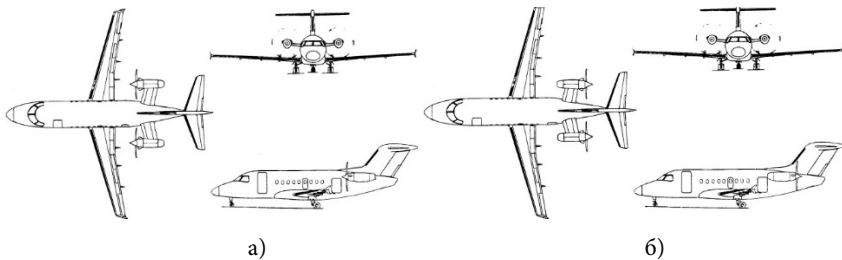


Рис. 5.3. Тянущий (а) и толкающий (б) ТВВД на двухдвигательном самолете ( $M_n = 0,8, L_n = 3500$  км)

Как известно, схемы самолетов с толкающим воздушным винтом появились практически одновременно с началом практической авиации. Такой вид двигателя создавал определенные преимущества (комфорт для пилотов, если об этом можно говорить применительно к самолетам того времени, удобство в компоновке СУ на самолете).

Схема с толкающим ВВ имеет определенные преимущества, т.к. обеспечивает «чистый» вход воздуха в двигатель, но при этом возникают проблемы с задним (в области достаточно высоких температур за турбиной) расположением редуктора и попаданием нагретой выхлопной струи на лопасти винтовентилятора.

Многие предложения по применению винтовентиляторов в силу сложных проблем так и не вышли за рамки «бумажного» проектирования. И только два проекта дошли до стадии изготовления, наземных и летных испытаний. А один из них – это двигатель Д-27 (рис. 5.4) разработки Запорожского МКБ «Ивченко-Прогресс» с двухрядным винтовентилятором ступинского предприятия «Аэросила» был установлен в качестве основной СУ на самолет Ан-70. На рис. 5.4 показан ТВВД Д-27 с двухрядным винтовентилятором, а на рис. 5.5 военный транспортный самолет Ан-70. Именно этот самолет с двигателями Д-27 прошел большой цикл летных испытаний. И хотя двигатель относится к категории полноразмерных, его расход воздуха  $G_{в\text{ вкл}} = 27,4$  кг/с, температура газа  $T_{г\text{ вкл}}^* = 1640$  и  $\pi_{к\Sigma}^* = 22,9$  привели к тому, что  $G_{в\text{ пр вых КВД}} = 2,1$  кг/с приблизили его компрессор ВД к малоразмерным. На выходе каскада ВД в этом случае осевые лопатки имели бы недопустимо малую высоту. Поэтому наряду с двумя осевыми ступенями с регулируемым НА использована центробежная ступень. Такие ступени менее чувствительны к уменьшению размеров. К сожалению, по ряду причин нетехнического характера летные испытания были приостановлены.

Современная компоновка СУ с ТВВД толкающего типа была предложена фирмой General Electric в 80-е годы. Известно, что еще в 60-е годы фирма GE создала ТРДД TF-37, лопасти вентилятора которого были установлены на рабочих лопатках турбины НД. Двигатель GE36 (рис. 5.6) представляет собой восьмиступенчатый компрессор НД и шестиступенчатый компрессор ВД. Компрессоры приводятся многоступенчатой биротативной турбиной. В периферийной части этих турбин установлены соответственно восьмиллопастной винтовентилятор

1-го ряда и шестилопастной 2-го ряда. В этом двигателе успешно решена проблема как «чистого» входа в компрессор, так и предотвращения попадания выхлопной струи на лопасти винтовентилятора.



Рис. 5.4. ТВВД Д-27:

$$N_{\text{э вкл}} = 10300 \text{ кВт};$$

$$T_{\text{г max}}^* = 1665 \text{ К}; \pi_{\text{к}\Sigma}^* = 23$$



Рис. 5.5. Военно-транспортный самолет Ан-70:

$$M_0 = 135 \text{ т}; M_{\text{бн}} = 55 \text{ т}; H_{\text{п}} = 12 \text{ км};$$

$$M_{\text{п}} = 0,7$$

Было изготовлено два опытных двигателя. Они успешно прошли стендовые испытания. Затем фирма приступила к летным испытаниям двигателя. На рис. 5.7 показана летающая лаборатория на основе самолета Boeing 727 с установленным для испытания GE36.

Летные испытания показали надежную работу двигателя в эксплуатационных условиях. Были получены расчетные значения КПД винтовентилятора  $\eta_{\text{в}} = 0,8$  на скорости полета  $M = 0,75$ . В ходе испытаний были обнаружены труднорешаемые проблемы опор и уплотнений турбины. К этому же времени снизилась острота проявлений энергетического кризиса. Все это привело к тому, что испытания этого двигателя прекратились. И хотя GE36 не относится к малоразмерным опыт его создания в какой-то мере был использован в предложении малоразмерного ТВВД толкающего типа для крылатой ракеты дальнего действия, схема которого показана на рис. 5.8.

Особенности компоновки крылатых ракет таковы, что у них из-за размещения в носовой части агрегатов управления силовую установку обычно помещают в хвостовой части. Применение ТВВД позволяет существенно увеличить дальность полета. Такое решение СУ позволяет удовлетворить требования со стороны ЛА и использовать наряду с тягой винтовентилятора еще и тягу двигателя.

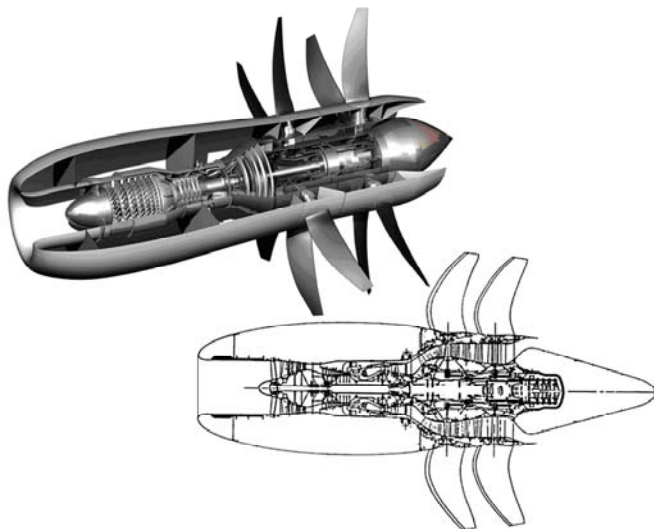


Рис. 5.6. ТВД GE36 толкающего типа  
с биротативной турбиной противоположного вращения:  
 $H = 10,7$  км;  $M = 0,8$ ;  $\pi_{\Sigma} = 41,7$ ;  $G_b = 48,6$  кг/с



Рис. 5.7. Летающая лаборатория для испытаний ТВД  
толкающего типа GE36



Рис. 5.8. Разведывательно-ударный БПЛА MQ-9 Reaper

**БПЛА MQ-9 Reaper** (рис. 5.8) [209] (пер. с англ. – «жнец, жатка»; намек на выражение Grim Reaper – «мрачный жнец», т.е. смерть) – разведывательно-ударный БПЛА, разработанный компанией General Atomics Aeronautical Systems (подразделением корпорации General Dynamics) для использования в ВВС США, ВМС США и Британских ВВС. Первый полет состоялся 2 февраля 2001 года.

Создан на основе MQ-1 Predator. Оснащен турбовинтовым двигателем, позволяющим развивать скорость более 400 км/ч. Практический потолок составляет 13 000 м. Максимальная продолжительность полета БПЛА MQ-9 Reaper равна 24 часам.

Первый MQ-9 Reaper был поставлен ВВС США в марте 2007 года, а уже в октябре аппараты данного типа выполняли боевые задания в Афганистане. Так, в ноябре 2007 года Пентагон сообщил об уничтожении управляемыми авиабомбами GBU-12 Paveway II, сброшенными с борта БПЛА MQ-9 Reaper, группы талибов.

Используется также для патрулирования границы с Мексикой. К марту 2009 года в ВВС США находилось 195 БПЛА типа Predator и 28 – типа Reaper.

В августе 2008 года ВВС США завершили перевооружение беспилотными летательными аппаратами MQ-9 Reaper первой боевой авиачасти – 174-го истребительного авиакрыла Национальной гвардии. Перевооружение происходило в течение трех лет. Ударные БПЛА показали высокую эффективность в Афганистане и Ираке. Основные преимущества перед замененными F-16: меньшая стоимость закупки и

эксплуатации, большая продолжительность полета, безопасность операторов и возможность их посменной работы при продолжительных полетах.

**Тип:** ударный разведчик.

**Силовая установка:** турбовинтовой двигатель Honeywell TP331-10 мощностью 670 кВт (898 л.с.).

**Летные данные:** максимальная скорость 400 км/ч; крейсерская скорость 250 км/ч; потолок 15 км; дальность полета 5920 км; автономность 16...28 часов.

**Массы:** пустого – 2223 кг; максимальная взлетная 4760 кг; целевой нагрузки 1700 кг; топлива 1300 кг.

**Размеры:** размах крыла 20 м.

## 5.2. Обзор параметров турбовинтовых двигателей

Сочетание высоких значений  $T_g^*$  и  $\pi_k^*$  позволяет получить малый удельный расход топлива и большую удельную мощность. Это было известно и в начальный период создания первых самолетных ТВД (50-е годы). Однако высокие параметры цикла в то время были недостижимы при существовавшем научно-техническом уровне. И только многолетние работы по совершенствованию рабочего процесса и используемых материалов, конструкции, технологии и конструкционных материалов позволили выйти на современный достаточно высокий уровень параметров. При этом сохранялись неизменными термодинамический цикл (Брайтона) и принципиальная схема.

Каждое поколение ТВД характеризуется свойственной ему определенной совокупностью уровня удельных показателей и параметров цикла, типом и конструкцией основных узлов, уровнем потерь в них, применяемыми конструкционными материалами и технологией. При этом временные границы, естественно, являются не очень четкими.

Турбовинтовой двигатель для передвижения ЛА развивает суммарную тягу кН, равную тяге воздушного винта и реактивной тяге собственно двигателя:

$$P_{\text{ТВД}} = P_v + P_{\text{дв}}. \quad (5.1)$$

Тяга винта, кН, определяется через КПД винта:

$$P_{\text{в}} = \frac{N_{\text{в}} \eta_{\text{в}}}{V}, \quad (5.2)$$

а тяга двигателя, кН, как обычная тяга реактивного двигателя:

$$P_{\text{дв}} = G_{\text{в}} (c_{\text{с}} - V_{\text{п}}). \quad (5.3)$$

Но ТВД обычно характеризуют эквивалентной мощностью, кВт:

$$N_{\text{э}} = N_{\text{в}} + \frac{P_{\text{дв}} V}{\eta_{\text{в}}}. \quad (5.4)$$

Это условная мощность, которую нужно подвести к винту, чтобы получить тягу, равную суммарной тяге ТВД.

При работе ТВД в условиях старта ( $V_{\text{п}} = 0$ ) на земле ( $H = 0$ ), когда КПД винта равняется нулю, принимается стандартный коэффициент для пересчета  $\left(\frac{N}{P}\right) = 68,2$  для ТВД и 83,5 для ТВВД [21], а мощность, кВт, определяется

$$N_{\text{дв}} = \left(\frac{N}{P}\right) P_{\text{дв}}. \quad (5.5)$$

Соответственно удельный эквивалентный расход топлива, кг/(кВт·ч), равен

$$C_{\text{э}} = G_{\text{т час}} / N_{\text{э}}.$$

ТВД в 50...60-е годы независимо от мощности имели  $\pi_{\text{к}}^* = 5,5...6,5$  и только в нескольких моделях степень повышения давления достигала  $\pi_{\text{к}}^* = 8$  [131]. Температура газов  $T_{\text{г}}^*$  от мощности двигателей также практически не зависела, так как применялись только неохлаждаемые турбины, а существовавшие материалы позволили реализовать  $T_{\text{г}}^* < 1200...1230$  К. Таким образом, в ТВД первого поколения влияние размерности на параметры цикла отсутствовало вследствие общего невысокого их уровня. Низким значениям параметров цикла должны соответствовать повышенный удельный расход топлива и пониженная удельная мощность. Об их возможных значениях можно судить исходя из  $\pi_{\text{к}}^* = 5,5...6,5$  и  $T_{\text{г}}^* < 1130...1230$  К.

Несмотря на то что в двигателях первого поколения влияние мощности (размерности) практически не сказалось на достигнутых пара-



метрах цикла, удельные показатели, особенно удельный расход топлива, оказались существенно зависящими от размерности двигателей, изменяясь по мощности. Основной причиной значительного ухудшения  $C_3$  при уменьшении размера двигателя является уменьшение КПД основных узлов.

ТВД в 70-е годы характеризуется последовательным модифицированием базовых моделей в направлении увеличения мощности.

Параметры цикла и удельные показатели турбовинтовых ГТД второго поколения в зависимости от мощности заметно увеличились. Это обусловило усиление влияния размерности двигателя на  $C_3$  и  $N_{э\text{ уд}}$ . Увеличение степени повышения давления явилось результатом как возрастания числа ступеней в компрессоре, так и применения более напорных ступеней; увеличилось число двигателей, в компрессорах которых используются центробежные ступени. Повышение температуры газов было обусловлено внедрением новых, более жаропрочных материалов и простейших систем охлаждения сопловых и рабочих лопаток турбины компрессора воздухом, отбираемым за компрессором.

Турбовинтовые двигатели в 80...90-е годы отличает то, что практически двигатели этого поколения вновь создавались во всех классах мощности, при этом появилась группа малоразмерных ТВД.

Первые такие двигатели появились еще в конце 70-х годов, но преобладающими они стали в 80-е годы, завершение разработки новейших из них реализовано в начале 90-х годов, а улучшенные модификации продолжают выпускаться до настоящего времени.

В этот период был изменен подход к проектированию малоразмерных двигателей. Одновременно с повышением параметров цикла и улучшением удельных показателей значительно изменился конструктивный облик ГТД: резко сокращено число ступеней лопаточных машин, центробежная ступень в качестве замыкающей стала обязательным элементом компрессора всех двигателей, в турбинах внедрены высокоэффективные системы охлаждения сопловых и рабочих лопаток и высокоперепадные одноступенчатые турбины в ГТД меньшей мощности. Кроме того, существенно повысились живучесть и ресурс, в несколько раз снизились трудоемкость и сложность технического обслуживания.

Для современных малоразмерных ТВД очевидны влияние размерности (мощности) на достигнутые параметры цикла и тенденция к их

увеличению. Более сильное влияние размерности на достигнутый уровень параметров цикла объясняется тем, что с ростом температуры  $T_r^*$ , значительно увеличивается удельная мощность, т.е. при одинаковой с двигателями предшествующих поколений мощности существенно уменьшается расход воздуха, а степень повышения давления возрастает.

Прогресс, достигнутый в современных малоразмерных двигателях, является результатом проведения большого количества исследований по газодинамике, методам расчета, экспериментальной отработке узлов, материалам, технологии. Необходимый объем научно-исследовательских (НИР) и опытно-конструкторских работ (ОКР) возрос в несколько раз. Новые двигатели удалось создать только благодаря увеличению во много раз исследований, предшествующих созданию двигателя по всем указанным выше направлениям. В целом двигатели этого поколения достигли столь высокого уровня, что их дальнейшее совершенствование становится все более затруднительным.

Таким образом, развитие МТВД во всех классах мощности шло в направлении увеличения параметров цикла для улучшения удельных показателей. При этом размерность двигателя оказывала определяющее влияние на достигнутые выходные данные МТВД.

Анализ работ прогностического плана показывает, что рассматриваются два пути дальнейшего развития МТВД [109].

1. Продолжение их развития по параметрам цикла с дальнейшим улучшением удельных показателей исходя из того, что возможности таких двигателей еще не исчерпаны.

2. Применение новых схем, в первую очередь ГТД с регенерацией теплоты, исходя из того, что в таких двигателях можно существенно улучшить экономичность на пониженных режимах работы и, кроме того, при высокой температуре газов оптимальная степень повышения давления невелика, в связи с чем менее острой становится проблема малой размерности.

Возможность развития МТВД подтверждается как прогностическими работами, так и рядом исследований по перспективам развития основных узлов, усовершенствованию методов их расчета, по новым материалам (включая высокотемпературные) и технологиям. Вместе с тем все более сильное влияние размерности при повышении параметров цикла приводит к тому, что реализовать в двигателе наименьшей

мощности высокие степени повышения давления будет трудно ввиду критического уменьшения высоты лопаток, даже если применение новых материалов позволит создать высокотемпературные неохлаждаемые турбины.

С этих позиций применение в МТВД схемы с теплообменником, при которой вследствие значительного снижения оптимального значения  $\pi_k^*$  существенно повысятся высоты лопаток, представляется перспективным, несмотря на значительное усложнение конструкции [109].

Прогностические исследования показывают, что основным направлением развития МТВД на последующий период (с начала 2000 г.) по-прежнему остается дальнейшее совершенствование по параметрам МТВД традиционной схемы. Одновременно будут развиваться ГТД с теплообменником, в первую очередь для наименее мощных двигателей.

Общая тенденция развития МТВД очевидна, исходя из изложенного выше. Тенденция повышения  $\pi_k^*$  и  $T_g^*$  с соответствующим улучшением  $C_o$  и  $N_{e\text{уд}}$  – это главное направление совершенствования МТВД. При этом можно ожидать существенно большего улучшения удельных показателей, если будут реализованы предполагаемые, как возможные, неметаллические материалы для турбин и камер сгорания. В среднем улучшение экономичности составит 10...15 %, а удельной мощности – до 40 %.

Согласование характеристик МТВД может быть выполнено исходя из назначения, с целью получения наибольшей эффективности на каком-либо определенном режиме и гарантированном выполнении тактико-технических требований по другим режимам, на которых согласование уже не будет оптимальным.

Очевидно, что эти и другие вопросы должны решаться с учетом комплекса предъявляемых к ЛА требований и объема возможных перевозок в нормальных и экстремальных условиях. В определенной мере этому содействует решение, даже частичное, такого рода задач еще при начальном проектировании. Это достигается за счет использования математического моделирования взаимодействия ЛА и СУ.

### 5.3. Конструктивные системы малоразмерных двигателей

Процесс создания ГТД неразрывно связан с формированием конструктивного облика, который, в свою очередь, во многом определяется назначением летательного аппарата, параметрами рабочего процесса, газодинамическим согласованием, прочностными характеристиками. Принятие решения по конструкции двигателя предполагает:

- выбор конструктивной системы двигателя, являющейся основной реализацией его газодинамической схемы с соблюдением условий прочности, виброустойчивости, надежности и удобства эксплуатации;
- определение силовой системы двигателя, дополняющей конструктивную систему и определяющую способы передачи сил и моментов от роторов к корпусу двигателя, условия сочленения его основных узлов;
- выбор схемы крепления двигателя к летательному аппарату, определение нагрузок, действующих в элементах крепления;
- определение схемы передачи крутящих моментов;
- реализацию условий модульности конструкции двигателя;
- удовлетворение общих требований к двигателю по вопросам эксплуатации и др.

Конструктивно-схемное решение выбирается в зависимости от суммарной степени повышения давления и ее распределения по каскадам, числа и вида ступеней компрессора и турбины, схемы передачи мощности потребителю.

Принятое решение должно обеспечивать минимальные размеры и массу при полном удовлетворении норм прочности и надежности; минимальный уровень вибраций; удобство эксплуатации и ремонта.

**Под силовой системой ГТД** понимается совокупность силовых деталей, предназначенных для восприятия нагрузок, действующих на элементы двигателя, и передачи их на элементы крепления ГТД к летательному аппарату. На элементы силовой системы действуют газодинамические, температурные и инерционные нагрузки.

К силовой системе предъявляются следующие основные требования:

- обеспечение прочности и жесткости конструкции двигателя при минимальной массе конструкции для предотвращения возникновения недопустимых деформаций;

- обеспечение свободы температурных деформаций для избежания появления чрезмерных температурных напряжений.

### ***Конструктивные схемы редукторных малоразмерных ТВД и ТВВД***

Конструктивные схемы редукторных ГТД можно классифицировать:

- а) по расположению редуктора относительно двигателя:
  - спереди (по полету);
  - сзади (по полету);
- б) редукторы, включенные в конструкцию двигателя:
  - с приводом воздушного винта от турбокомпрессора;
  - с приводом воздушного винта от свободной турбины.

Используя условные графические изображения основных элементов редукторных ГТД (рис. 5.9), покажем возможные схемы двигателей по взаимному расположению этих элементов.

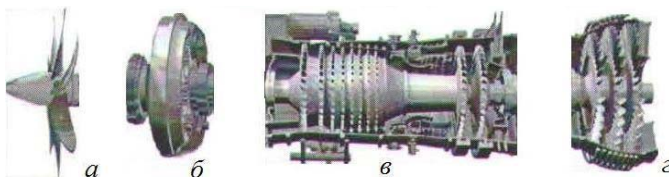


Рис. 5.9. Условные графические изображения  
 а – воздушный винт, б – редуктор, в – газогенератор, г – турбина

### ***По расположению редуктора относительно двигателя***

Редукторы, включенные в конструкцию двигателя, показаны на рис. 5.10.

Примеры конструкции с редуктором, включенным в конструкцию двигателя и приводимым от ротора турбокомпрессора, показаны на рис. 5.11.

Преимуществом такой схемы является короткий вал, соединяющий турбокомпрессор и редуктор.

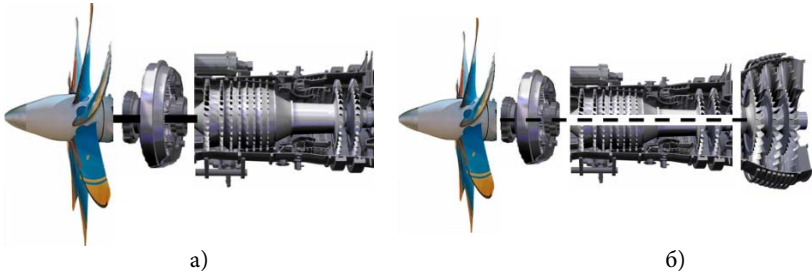
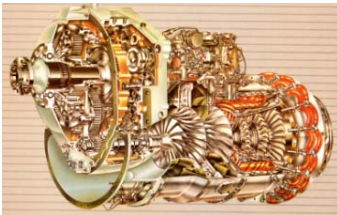
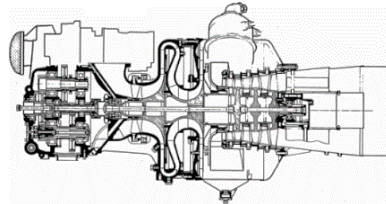


Рис. 5.10. Схемы с редуктором, включенным в конструкцию двигателя:  
 а – с приводом воздушного винта от турбокомпрессора;  
 б – с приводом воздушного винта от свободной турбины

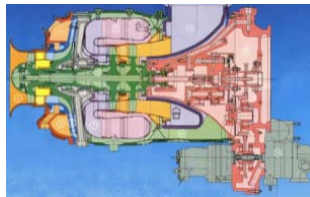
Недостатком является большое передаточное отношение редуктора, т.к. частота вращения турбокомпрессора велика. В схеме в) дополнительную трудность создает расположение редуктора рядом с турбиной, что требует его дополнительного охлаждения.



а) TP6 331



б) BMW 6022-A3



в) KHD T 312

Рис. 5.11. Схемы двигателей с редуктором, включенным в конструкцию двигателя и приводимым от ротора турбокомпрессора:  
 а, б – редуктор расположен спереди (по полету);  
 в – редуктор расположен сзади (по полету)

В схемах с приводом редуктора от свободной турбины редуктор может иметь меньшее передаточное отношение, т.е. его конструкция может быть менее сложной по сравнению со схемой, реализующей привод от турбокомпрессора. При этом, несмотря на наличие дополнительной турбины, общая масса двигателя может измениться несущественно.

На рис. 5.12 приведены схемы двигателей с редуктором, включенным в конструкцию двигателя, приводимым от ротора свободной турбины и расположенным спереди.

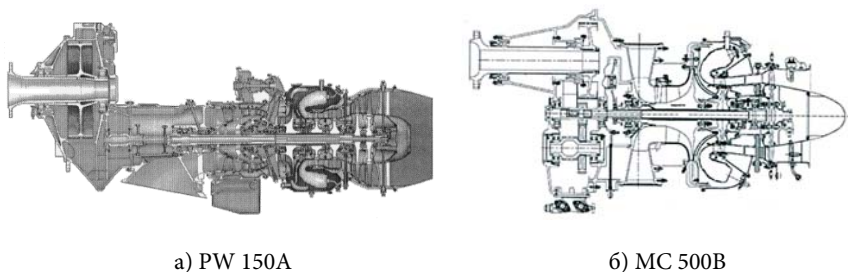


Рис. 5.12. Схемы двигателей с редуктором, включенным в конструкцию двигателя, приводимым от ротора свободной турбины и расположенным спереди

Преимуществом такой схемы является хорошее охлаждение редуктора набегающим потоком воздуха.

К недостаткам следует отнести наличие длинного вала, соединяющего свободную турбину с редуктором. Диаметр этого вала (а значит, и его жесткость) ограничены размером опор ротора турбокомпрессора. Наличие длинного вала и, следовательно, большого расстояния между его опорами накладывает повышенные требования к его жесткости, так как возможно появление опасных поперечных колебаний ротора и критических частот вращения вала. Чтобы избежать касания элементов ротора о статор, приходится увеличивать радиальные зазоры, что приводит к снижению КПД лопаточных машин и ухудшает выходные данные двигателя, или увеличивать поперечную жесткость вала и, следовательно, его массу. Применение дополнительных опор (Т64, Astazou XII) усложняет конструкцию и увеличивает ее массу. Иногда используют разрезную конструкцию вала и радиальный межвальный

подшипник (ТВ7-117), а в опорах предусматривают демпфирующие устройства (ТВ-0-100).

Наличие редуктора в воздухозаборнике приводит к аэродинамическим потерям из-за неравномерности потока.

Редукторы, включенные в конструкцию двигателя, расположенные сзади по движению потока газа и приводимые от свободной турбины (рис. 5.13).



Рис. 5.13. Схема с редуктором, расположенным сзади по движению потока газа и приводимым от свободной турбины

В такой схеме вал свободной турбины (рис. 5.14) короткий и жесткий, что является преимуществом. Недостаток – возможное влияние выхлопных газов на работу редуктора и воздушного винта.

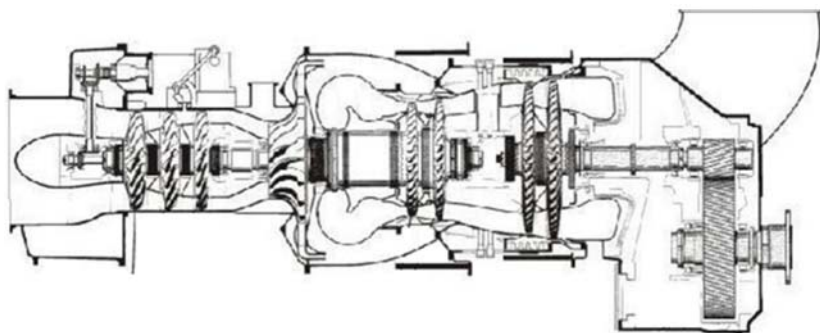


Рис. 5.14. Схема двигателя Makila с редуктором, включенным в конструкцию двигателя, приводимым от ротора свободной турбины и расположенным сзади



### Редукторы выносные вперед по полету в виде отдельного агрегата

Такие схемы могут быть двух видов: с редуктором в виде отдельного агрегата, вынесенного вперед по полету (рис. 5.15), и с редуктором в виде отдельного агрегата, вынесенного назад по полету (рис. 5.16).

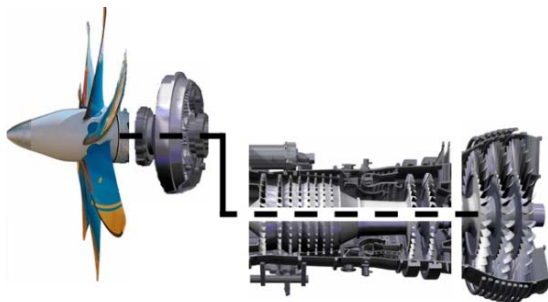


Рис. 5.15. Схема с редуктором в виде отдельного агрегата, вынесенного вперед по полету

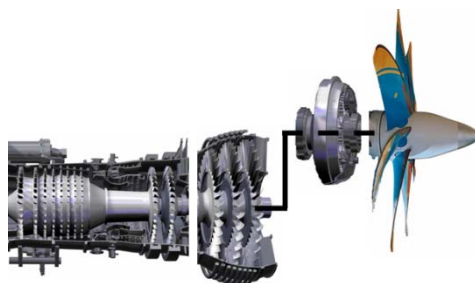
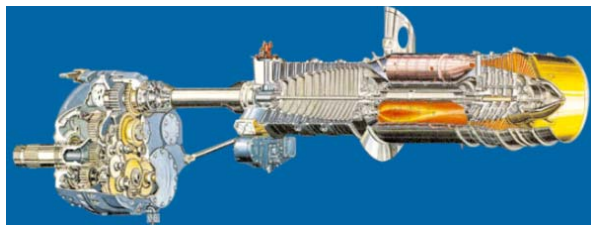


Рис. 5.16. Схема с редуктором в виде отдельного агрегата, вынесенного назад по полету

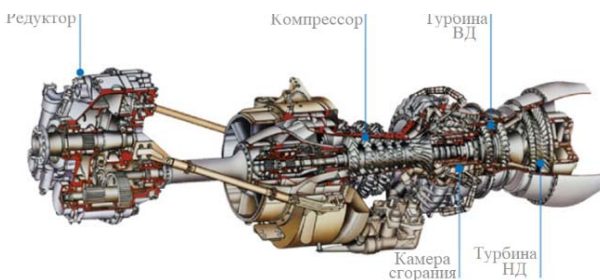
Такие схемы позволяют уменьшить аэродинамические потери. Можно размещать двигатель вблизи центра тяжести самолета, что улучшает его маневренность. Но масса силовой установки и техническая сложность будут увеличиваться. Для длинных валов можно столкнуться с проблемами крутильных колебаний.

Примеры реализации схем с выносным редуктором показаны на рис. 5.17.

На рис. 5.17,а показана схема привода редуктора от турбокомпрессора, на рис. 5.17,б – от свободной турбины. Причем здесь применен длинный валопровод между свободной турбиной и редуктором.



а) Allison T56



б) GE CT7 T700

Рис. 5.17. Схемы с выносным редуктором

На рис. 5.18 показана схема, в которой применен промежуточный редуктор. В этом случае использованы короткий ротор свободной турбины и два редуктора, последовательно уменьшающих частоту вращения ротора воздушного винта. Конструкция, выполненная по такой схеме, имеет высокую ремонтпригодность.

#### По числу ведущих и ведомых валов

С одним ведущим и одним ведомым валами (рис. 5.19).

Эта схема наиболее распространена при передаче небольшой мощности.

С одним ведущим и двумя ведомыми (обычно соосными) валами (рис. 5.20).

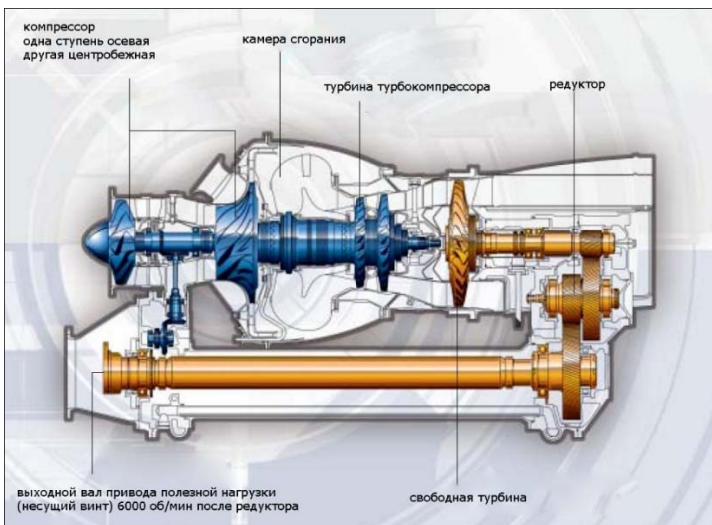


Рис. 5.18. Схема двигателя Turbomeca Arriel с промежуточным редуктором

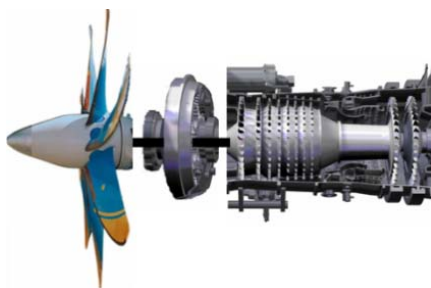


Рис. 5.19. Схема с одним ведущим и одним ведомым валами

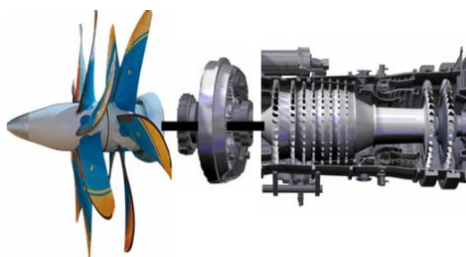


Рис. 5.20. Схема с одним ведущим и двумя ведомыми валами

Эта схема обычно применяется для передачи большой мощности в конструкции с винтами противовращения.

С двумя ведущими и одним ведомым валами (рис. 5.21).

Эта схема обычно применяется в силовых установках, состоящих из двух ГТД (например 2ТВ-2Ф, Allison T40).

Для перспективных двигателей требуется создание высокооборотных винтов или винтовентиляторов, чтобы не усложнять конструкцию редукторов и, следовательно, не увеличивать их массу.

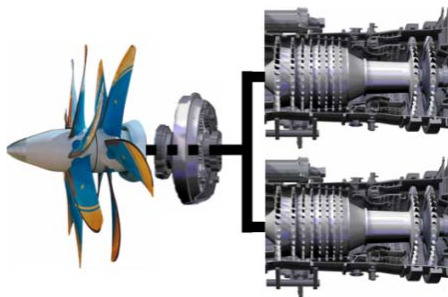


Рис. 5.21. Схема с двумя ведущими и одним ведомым валами

В последние годы рядом фирм разрабатываются двигатели с редукторным приводом вентилятора. Современные турбовентиляторы с редуктором представляются перспективными, позволяющими уменьшить расход топлива на 15%, при сохранении крейсерской скорости. В то время как растущие рынки отдают предпочтение ТВД, вполне реально, что в случае нового мирового нефтяного кризиса возобновится развитие винтовентилятора, который может сократить расход топлива до 30%, при условии, что проблемы с уровнем шума будут решены.

Сохранение нынешней тенденции сокращения расхода топлива означает, что наиболее перспективным авиационным двигателем будет ТРДД с редуктором и, возможно, ТВВД, что свидетельствует о большом значении развития редукторов.

Развитие таких двигателей связано с созданием компактных, надежных и легких редукторов и легких высоконагруженных вентиляторов и воздушных винтов.

На рис. 5.22 показана схема перспективного двигателя с выносными винтами.

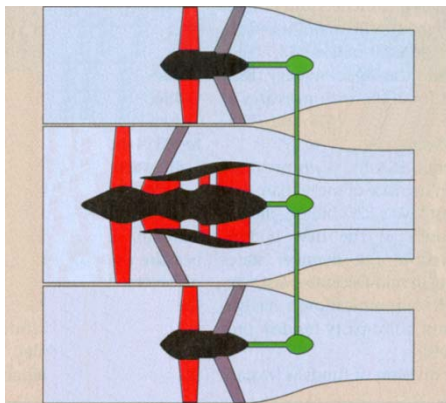


Рис. 5.22. Схема перспективного двигателя с выносными винтами

## 5.4. Влияние проектных и эксплуатационных факторов на рациональные параметры рабочего процесса ТВД

### 5.4.1. Анализ влияния назначения ЛА на величины оптимальных параметров рабочего процесса МГТД

Назначение ЛА обычно определяет следующий комплекс летно-технических характеристик:

- дальность полета, время полета;
- скорость полета;
- высота полета;
- характер и масса полезной нагрузки;
- многоцелевой характер эксплуатации;
- особенности траектории полета.

К основным техническим данным ЛА, оказывающим влияние на ОТД СУ, относятся:

- качество планера  $K_{пл}$ ;
- масса (относительная или абсолютная) планера с оборудованием  $M_{пл}^*$ ;
- потребная взлетная энерговооруженность (тяговооруженность)  $\mu_{взл}$  ( $L_{впш}$ ,  $t_{взл}$  и т.п.);
- конструктивная схема ЛА.

Анализ влияния назначения ЛА на выбираемые параметры МГТД удобнее представить в виде сравнительного исследования значений параметров МТВД и МТРДД. Совокупность дальностей, высот и скоростей полета определили назначения рассматриваемого для такого анализа ЛА – от служебного до регионального самолета.

Эффективность СУ, выраженная в виде суммарной массы силовой установки и топлива  $M_{СУ+m}$ , определяет эффективность самолета по большинству критериев. При минимизации  $M_{СУ+m}$  в системе самолета, как указывалось в главе 2, возможны следующие варианты реализации получаемого выигрыша:

1.  $M_{\text{пн}} \rightarrow \max$  при  $M_0 = \text{const}$ ,  $L_{\text{п}} = \text{const}$ ;
2.  $M_0 \rightarrow \min$  при  $M_{\text{пн}} = \text{const}$ ,  $L_{\text{п}} = \text{const}$ , сохраняя  $M_{\text{пн}}^* = \text{const}$  ;
3.  $L_{\text{п}} \rightarrow \max$  при  $M_{\text{пн}} = \text{const}$ ,  $M_0 = \text{const}$ , сохраняя  $M_{\text{пн}}^* = \text{const}$  .

Выбор одного из этих вариантов, характеризующих исходные условия оптимизации ГТД в системе ЛА, определяет в конечном итоге величину получаемых технико-экономических показателей ЛА.

Условие 1, при котором трудоемкость расчетных исследований наименьшая, часто используется в качестве результата первого приближения. Оно также применяется при оптимизации параметров СУ для модификаций существующих ЛА на большую дальность, чем у исходного прототипа.

При оптимизации параметров системы ЛА-МГТД на расчетную дальность полета наиболее целесообразно использовать условие 2. Для повышения дальности существующего ЛА используется выбор рациональных значений параметров рабочего процесса новой СУ (условие 3).

Хотя условия (1, 2, 3) мало отражаются на величине оптимальных проектных параметров рабочего процесса для большинства критериев оценки ЛА, но влияние условий оптимизации параметров СУ в системе ЛА заметно отражается на размерах областей оптимальных параметров ГТД  $\Delta x_{i_{\text{НВ}}}$  ( $\Delta \pi_{\text{кНВ}}^*$ ,  $\Delta m_{\text{НВ}}$  и др.). На рис. 5.23 и 5.24 представлены примеры такого влияния в случае малоразмерных самолетных МТВД и МТРДД. Для служебного самолета, соответственно, на рис. 5.25 и 5.26 показано влияние условий оптимизации на размеры областей этих типов СУ. На этих же рисунках показано влияние дальности полета на размеры таких областей. Как видно, с увеличением дальности величины  $\Delta \pi_{\text{кНВ}}^*$ ,  $\Delta m_{\text{НВ}}$  уменьшаются.

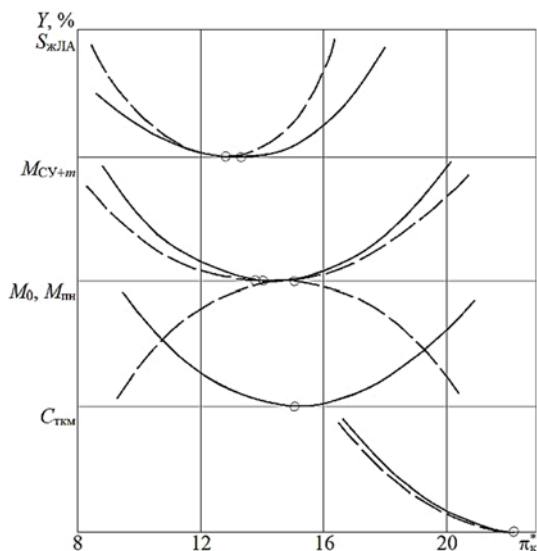


Рис. 5.23. Изменение значений  $\pi_{\text{корт}}^*$  МТВД для различных критериев оценки эффективности при условиях оптимизации  $M_0 = \text{const}$  и  $M_0 = \text{var}$  ( $\pi_{\text{ср}} = 1,3$ ;  $H = 8$  км;  $M = 0,6$ ;  $L_{\text{п}} = 1000$  км;  $T_{\text{г}}^* = 1400$  К);  
 -----  $M_0 = \text{var}$ ;  
 —————  $M_0 = \text{const}$ ;  
 —————  $M_{\text{пн}} = \text{const}$ ;  
 —————  $M_{\text{пн}} = \text{var}$ .  
 Деление шкалы  $Y$  равно 1 % ( $N_{\text{э вкл}} = 1100 \dots 1500$  кВт)

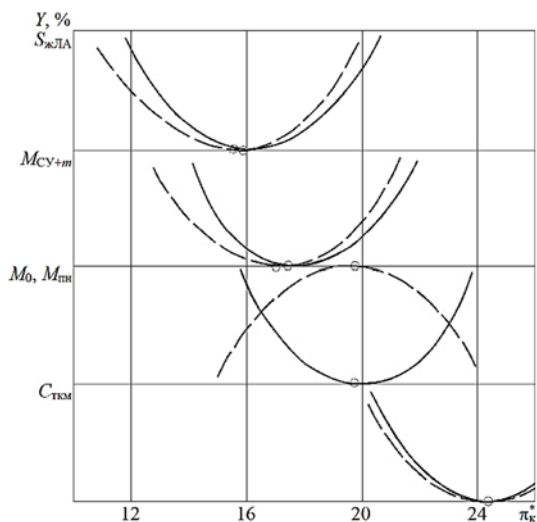


Рис. 5.24. Изменение значений  $\pi_{\text{корт}}^*$  МТРДД для различных критериев оценки эффективности при условиях оптимизации  $M_0 = \text{const}$  и  $M_0 = \text{var}$  ( $m_{\text{р}} = 3,2$ ;  $H = 11$  км;  $M = 0,8$ ;  $L_{\text{п}} = 1000$  км;  $T_{\text{г}}^* = 1400$  К);  
 -----  $M_0 = \text{var}$ ;  
 —————  $M_0 = \text{const}$ ;  
 —————  $M_{\text{пн}} = \text{const}$ ;  
 —————  $M_{\text{пн}} = \text{var}$ .  
 Деление шкалы  $Y$  равно 1 % ( $P_{\text{вкл}} = 10 \dots 12$  кН)

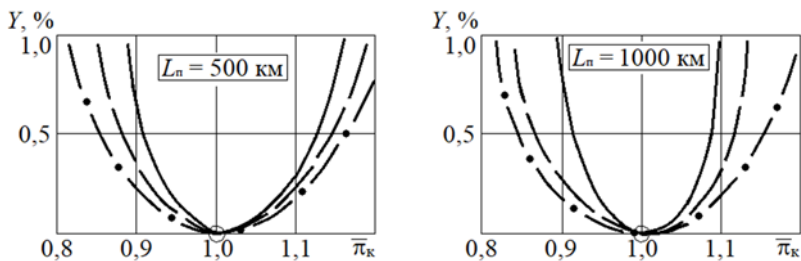


Рис. 5.25. Изменение  $\Delta\chi_{нв}$  МТВД при разных дальностях полета  $H = 8$  км;  $M = 0,6$ ;  $Y = M_{cy+m}$  для различных условий оптимизации ( $N_{э\text{ вл}} = 1100 \dots 1500$  кВт) ( $\bar{X} = X / X_{opt}$ );

- $M_0 = \text{var}; M_{пн} = \text{const}$ ;
- $M_0 = \text{const}; M_{пн} = \text{var}$ ;
- · - · -  $L_n = \text{var}; M_{пн} = \text{const}$

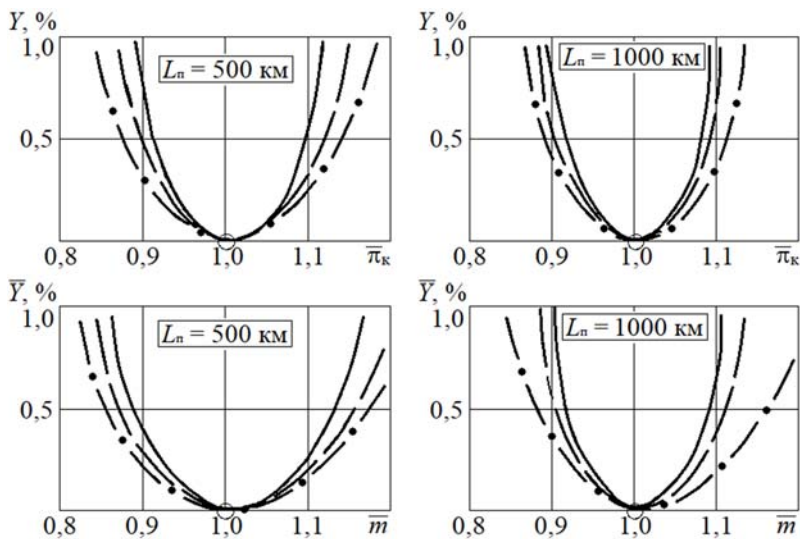


Рис. 5.26. Изменение  $\Delta\chi_{нв}$  МТРДД при разных дальностях полета  $H = 8$  км;  $M = 0,6$ ;  $Y = M_{cy+m}$  для различных условий оптимизации ( $P_{э\text{ вл}} = 10 \dots 12$  кВт) ( $\bar{X} = X / X_{opt}$ );

- $M_0 = \text{var}; M_{пн} = \text{const}$ ;
- $M_0 = \text{const}; M_{пн} = \text{var}$ ;
- · - · -  $L_n = \text{var}; M_{пн} = \text{const}$



Наряду с влиянием на размеры областей оптимальных параметров условия оптимизации оказывают влияние и на величины критериев эффективности ГТД в системе ЛА. В табл. 5.1 сопоставлено изменение значений различных критериев эффективности при разных условиях оптимизации для служебного самолета с оптимальными ТВД и ТРДД.

Как видно из табл. 5.1, эффективность рассматриваемых вариантов заметно зависит от условий оптимизации, дальности полета и вида критерия.

Таблица 5.1. Влияние условий оптимизации (1, 2, 3) на оценку эффективности  $\bar{Y} = Y_{\min} / Y_{\min \max}$

Критерий эффективности	МТВД						МТРДД					
	$L_{\text{п}} = 500$ км			$L_{\text{п}} = 1000$ км			$L_{\text{п}} = 500$ км			$L_{\text{п}} = 1000$ км		
	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3
$\bar{M}_{\text{СУ+т}}$	0,85	0,76	1,0	0,87	0,72	1,0	0,83	0,72	1,0	0,84	0,73	1,0
$\bar{M}_0$	1,0	0,88	1,0	1,0	0,84	1,0	1,0	0,8	1,0	1,0	0,84	1,0
$\bar{C}_{\text{ТКМ}}$	1,0	0,98	0,74	1,0	1,0	0,87	1,0	0,97	0,73	1,0	1,0	0,88

#### 5.4.2. Влияние многоцелевого характера эксплуатации ЛА

Для самолетов рассматриваемого класса характерно многоцелевое использование в эксплуатации: перевозка пассажиров, транспортные операции, административные полеты и т.п. Поскольку каждое из этих применений оценивается своим набором критериев эффективности, то это отражается на выборе значений параметров как самолета, так и его силовой установки.

Для анализа рассмотрим следующие критерии эффективности: взлетную массу самолета  $M_0$ , суммарную массу СУ и топлива –  $M_{\text{СУ+т}}$ , полетные затраты топлива ЛА –  $C_{\text{ТКМ}}$ , стоимость жизненного цикла ЛА –  $S_{\text{жЛА}}$ , которые оценивают массовое совершенство, топливную и экономическую эффективность ЛА. На рис. 5.27 и 5.28 показаны области оптимальных параметров соответственно малоразмерных ТВД и ТРДД для этих критериев эффективности. Видно, сколь существенно различаются области по разным критериям эффективности. Но для обоих типов СУ можно в пределах  $\Delta y = 0,5 \dots 1$  % выделить зоны компромис-

сных решений, выбор в которых значений параметров рабочего процесса удовлетворяет всему комплексу критериев оценки, т.е. многоцелевому назначению ЛА.

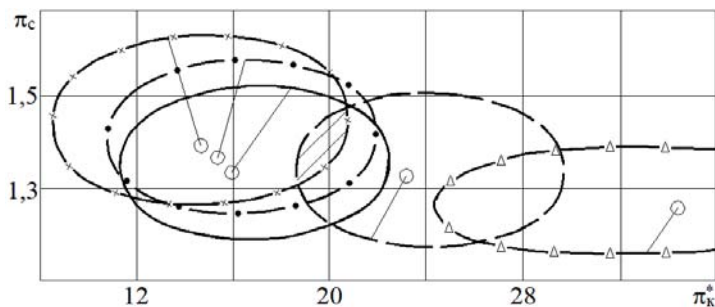


Рис. 5.27. Влияние на области оптимальных параметров МТВД критериев оценки эффективности:

$T_{\Gamma}^* = 1400 \text{ К}$ ,  $L_{\Pi} = 1000 \text{ км}$ ,  $H = 8 \text{ км}$ ,  $M_{\Pi} = 0,6$  ( $N_{\text{взл}} = 1100 \dots 1500 \text{ кВт}$ )

-----  $1,005 M_0 \text{ min}$ ; ---  $1,005 C_{\text{ТКМ}} \text{ min}$ ; ----  $1,005 M_{\text{СУ}+m} \text{ min}$ ;

---  $\Delta$  ---  $1,005 C_{\text{уд эф}} \text{ min}$ ; --- $\chi$ ---  $1,005 S_{\text{жЛА}} \text{ min}$ ;



— область компромисса, устойчивая к многоцелевому применению

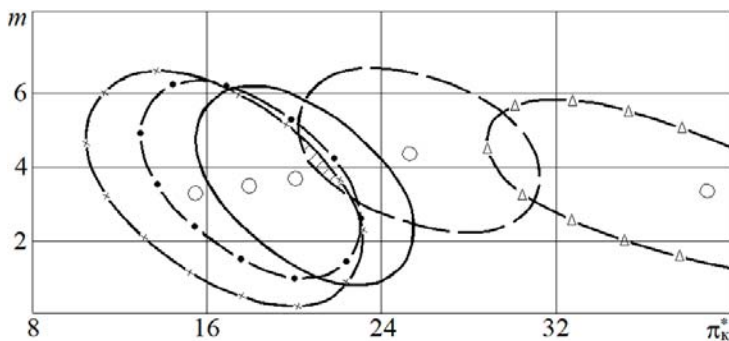


Рис. 5.28. Влияние на области оптимальных параметров МТРДД критериев оценки эффективности:

$T_{\Gamma}^* = 1400 \text{ К}$ ,  $L_{\Pi} = 1000 \text{ км}$ ,  $H = 11 \text{ км}$ ,  $M_{\Pi} = 0,8$  ( $P_{\text{взл}} = 10 \dots 12 \text{ кН}$ )

-----  $1,005 M_0 \text{ min}$ ; ---  $1,005 C_{\text{ТКМ}} \text{ min}$ ; ----  $1,005 M_{\text{СУ}+m} \text{ min}$ ;

---  $\Delta$  ---  $1,005 C_{\text{уд эф}} \text{ min}$ ; --- $\chi$ ---  $1,005 S_{\text{жЛА}} \text{ min}$ ;



— область компромисса, устойчивая к многоцелевому применению

### 5.4.3. Влияние расчетной дальности полета

Анализ влияющих факторов свидетельствует о том, что расчетная дальность (время) полета является одним из наиболее значимых факторов. Увеличение времени полета при прочих равных условиях должно приводить к возрастанию массы топлива, расходуемого на полет. С другой стороны, увеличение  $M_{ml}$  приводит к росту взлетной массы ЛА –  $M_0$  и, следовательно, к увеличению потребной для полета тяги. Последнее приводит к увеличению массы силовой установки. В работах [87, 130] показано, что рост  $M_{ml}$  приводит к росту  $\pi_{k\text{opt}}^*$  (практически по всем критериям оценки) и это влияние является более сильным, чем увеличение  $M_{cy}$ , приводящее к снижению  $\pi_k^*$ . При этом тенденция к росту  $\pi_{k\text{opt}}^*$  при увеличении дальности полета более сильная у ТРДД, чем у ТВД. Так например, увеличение времени полета с  $t_{п} = 4$  ч до  $t_{п} = 7$  ч при  $M = 0,6$  и прочих равных условиях ( $T_{гкр}^* = 1400$  К) приводит к росту  $\pi_{k\text{opt}}^*$  по критерию  $M_{cy+m}$  у ТВД на 20...25 %, а у ТРДД на 22...28 %. Очевидно, что большее увеличение  $\pi_{k\text{opt}}^*$  у ТРДД относительно ТВД можно объяснить главным образом более заметным ростом  $M_{cy}$  и лучшей экономичностью у ТВД. На рис. 5.29 приведены области оптимальных значений параметров малоразмерных ТВД для разных дальностей полета, а на рис. 5.30 – соответственно такие области для ТРДД. Полученные результаты качественно подтверждают выводы о характере влияния дальности полета на оптимальные параметры, полученные для полноразмерных двигателей [87]. Однако примечательно, что у МТВД и у МТРДД удается выделить компромиссные зоны, в которых значения параметров рабочего процесса одновременно удовлетворяют двум критериям оценки ( $M_0$  и  $C_{ткм}$ ) и двум достаточно разным дальностям полета ( $L_{п} = 500$  км и  $L_{п} = 3500$  км).

На рис. 5.31 и 5.32 показано влияние дальности полета на оптимальные значения параметров МГТД ( $\pi_{k\text{opt}}^*$  и  $\pi_{с\text{opt}}$  у ТВД и  $\pi_{k\text{opt}}^*$  и  $m_{\text{opt}}$  у ТРДД) для разных критериев эффективности ЛА. Анализ этих зависимостей показывает, что для разных критериев рассматриваемое влияние неодинаково. Не влияет на  $\pi_{k\text{opt}}^*$  и  $m_{\text{opt}}$  в случае критерия  $C_{ткм}$ , незначительно влияет в случае критерия  $M_0$ , значительно в случае  $M_{cy+m}$  и наиболее заметно в случае  $C_{ткм}$ . В целом дальность полета может

оказать существенное влияние на формирование области компромисса, обуславливая ее смещение при увеличении  $L_{\text{п}}$  к оптимальным значениям параметров МГТД по удельному расходу топлива.

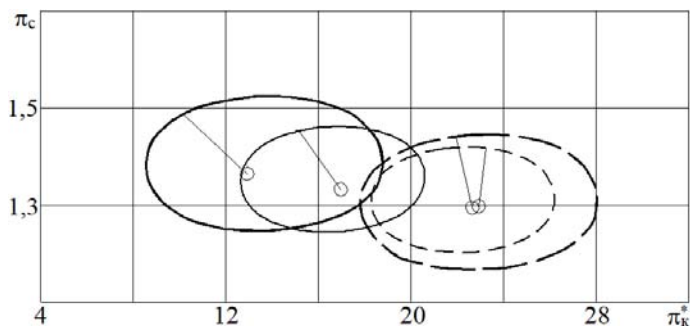


Рис. 5.29. Влияние расчетной дальности полета на области оптимальных параметров МГТД

$T_{\Gamma \text{ кр}}^* = 1400 \text{ К}$ ,  $H = 8 \text{ км}$ ,  $M_{\text{п}} = 0,6$  ( $N_{\text{взл}} = 1100 \dots 1500 \text{ кВт}$ )

$L_{\text{п}} = 500 \text{ км}$	$L_{\text{п}} = 3500 \text{ км}$
— 1,005 $M_0 \text{ min}$ ;	— 1,005 $M_0 \text{ min}$ ;
— 1,005 $C_{\text{ткм}} \text{ min}$ ;	- - 1,005 $C_{\text{ткм}} \text{ min}$

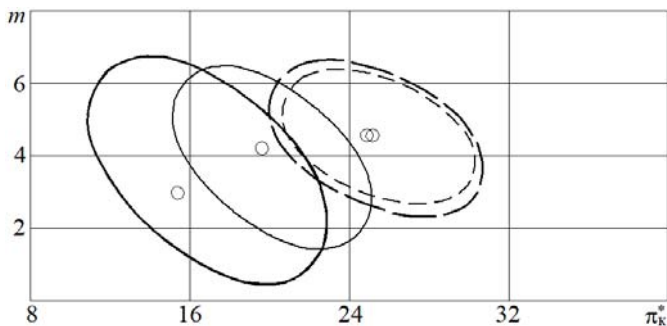


Рис. 5.30. Влияние расчетной дальности полета на области оптимальных параметров МТРДД

$T_{\Gamma \text{ кр}}^* = 1400 \text{ К}$ ,  $H = 8 \text{ км}$ ,  $M_{\text{п}} = 0,6$  ( $P_{\text{взл}} = 10 \dots 12 \text{ кН}$ )

$L_{\text{п}} = 500 \text{ км}$	$L_{\text{п}} = 3500 \text{ км}$
— 1,005 $M_0 \text{ min}$ ;	— 1,005 $M_0 \text{ min}$ ;
— 1,005 $C_{\text{ткм}} \text{ min}$ ;	- - 1,005 $C_{\text{ткм}} \text{ min}$

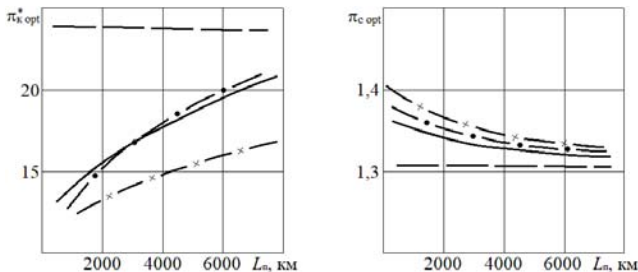


Рис. 5.31. Влияние расчетной дальности полета на величины  $\pi_{к\text{opt}}^*$  и  $\pi_{с\text{opt}}$  по различным критериям оценки эффективности малоразмерного ТВД

$$T_{Г\text{кр}}^* = 1400 \text{ К}, H = 8 \text{ км}, M_{П} = 0,6 (N_{\text{э вл}} = 1100 \dots 1500 \text{ кВт})$$

- $\text{---} \chi \text{---} S_{\text{жЛА min}}; \quad \text{—} M_0 \text{ min};$   
 $\text{---} \cdot \text{---} M_{\text{СУ+m min}}; \quad \text{---} С_{\text{ткм min}}$

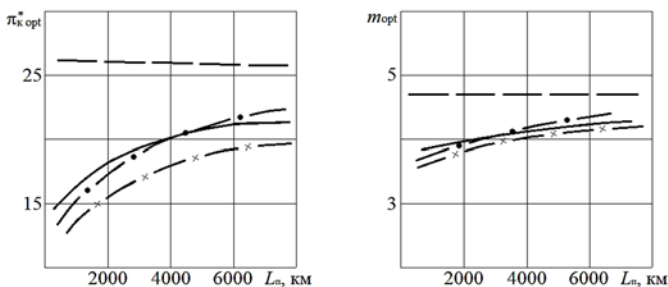


Рис. 5.32. Влияние расчетной дальности полета на величины  $\pi_{к\text{opt}}^*$  и  $m_{\text{opt}}$  по различным критериям оценки эффективности МТРДД

$$T_{Г\text{кр}}^* = 1400 \text{ К}, H = 11 \text{ км}, M_{П} = 0,8 (P_{\text{вл}} = 10 \dots 12 \text{ кН})$$

- $\text{---} \chi \text{---} S_{\text{жЛА min}}; \quad \text{—} M_0 \text{ min};$   
 $\text{---} \cdot \text{---} M_{\text{СУ+m min}}; \quad \text{---} С_{\text{ткм min}}$

#### 5.4.4. Влияние особенностей траектории полета

Небольшие самолеты, относящиеся к классу служебных, имеют, как правило, относительно простую траекторию полета, состоящую из нескольких типичных летных маневров (взлет, набор высоты, снижение, посадка) и собственно крейсерского полета различной продолжительности в пределах расчетной дальности. Для самолетов региональных характерен более сложный набор траекторий, от уже упомянутой

(взлет, крейсерский полет, посадка) до сложной, например, с несколькими посадками без дозаправки топливом. Наряду с тем что траектории полета во многом определяют назначение ЛА, они влияют на выбор значений параметров рабочего процесса. Усложнение траектории полета приводит к увеличению доли режимов работы двигателя, отличных от крейсерских (проектных) режимов. В свою очередь, это означает увеличение относительной массы топлива на полет  $\overline{M}_{mL}$ . В этих условиях оптимальное согласование данных СУ и ЛА требует некоторого увеличения (на 2...3 единицы) значений  $\pi_{к\text{ опт}}^*$ . На рис. 5.33 видно, что изменение положения получаемых областей по  $M_0$  и  $C_{ТКМ}$  оставляет возможность получения компромиссных решений, обеспечивающих достижение необходимой эффективности при выполнении самолетом достаточно разных траекторий полета.

#### 5.4.5. Влияние аэродинамического качества

Малоразмерные ТВД и ТРДД находят применение на небольших самолетах. Аэродинамическое качество планера является одной из важнейших характеристик самолета. Относительно небольшие размеры самолета приводят к тому, что возрастает роль «негладкости» поверхностей планера. В производственном процессе имеются многие

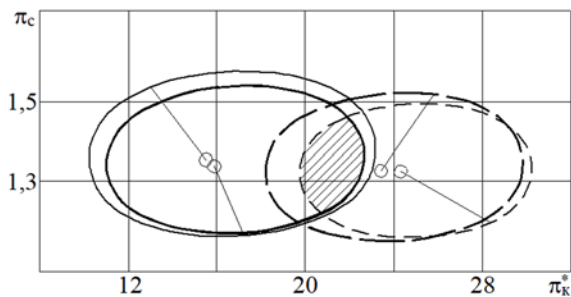


Рис. 5.33. Влияние траекторий полета самолета на области оптимальных параметров МТВД:

$$T_{Г\text{ кр}}^* = 1400 \text{ К}, H = 8 \text{ км}, M_{п} = 0,6 (N_{э\text{ взл}} = 1100 \dots 1500 \text{ кВт})$$

$$L_{п} = 1000 \text{ км без посадок}$$

$$L_{п} = 1000 \text{ км 2 посадки без заправок}$$

$$\text{————— } 1,005 M_0 \text{ min;}$$

$$\text{————— } 1,005 M_0 \text{ min;}$$

$$\text{— — — } 1,005 C_{ТКМ} \text{ min;}$$

$$\text{— — — } 1,005 C_{ТКМ} \text{ min}$$

виды нарушений гладкости поверхности [136] (накладки, стыковочные узлы, уступы, зазоры, заклепочные швы, крепеж, винты, отверстия, люки, царапины, вмятины, волнистости и т.п.). Эти и другие, менее значимые причины приводят к тому, что при уменьшении размеров самолета относительно полноразмерных снижается качество планера. Так, для ЛА с взлетной массой  $M_0 = 100 \dots 200$  т характерное качество планера составляет 15...18, для самолетов служебных эти значения уменьшаются до 10...12 [10], а у самолетов региональных до 12...13 [113]. Уменьшение качества планера неизбежно приводит к увеличению потребной тяги СУ, следовательно, к росту ее массы из-за увеличения размера. Однако при этом увеличивается необходимый запас топлива на полет (опять же по причине роста потребной крейсерской тяги). Примерно пропорциональное увеличение этих составляющих, обуславливающих образование минимума целевой функции  $M_{СУ+m}$ , является в этом случае веской причиной достаточно стабильного положения областей оптимальных параметров МГТД при заметном изменении аэродинамического качества. Это подтверждается на примере областей оптимальных параметров МТРДД при изменении качества от 13,5 до 11,5 (рис. 5.34). Хотя области оптимальных параметров не претерпели заметных изменений, но величины целевых функций в точках минимумов  $M_0$  и Сткм заметно изменились: взлетная масса ЛА увеличилась на 5,5 %, полетные затраты топлива выросли на 10 %.

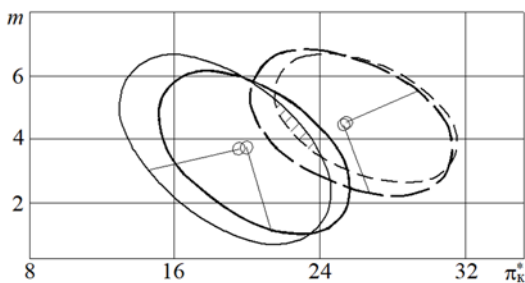


Рис. 5.34. Влияние аэродинамического качества планера на области оптимальных параметров МТРДД:

$$T_{Г\text{кр}}^* = 1400 \text{ К}, H = 11 \text{ км}, M_{\text{п}} = 0,8, L_{\text{п}} = 1000 \text{ км} (P_{\text{взл}} = 10 \dots 12 \text{ кН})$$

$K_{\text{пл}} \approx 13,5$	$K_{\text{пл}} \approx 11,5$
— 1,005 $M_0 \text{ min}$ ;	— 1,005 $M_0 \text{ min}$ ;
= = 1,005 $C_{\text{ткм}} \text{ min}$ ;	- - 1,005 $C_{\text{ткм}} \text{ min}$

#### 5.4.6. Влияние ОТД МГТД на общую эффективность

Основные технические данные МГТД оказывают заметное влияние (порой более чем на 50%) на общую эффективность ЛА. К наиболее важным ОТД МГТД относятся: тяга (мощность), удельный расход топлива, масса двигателя, габариты двигателя.

#### Влияние уровня удельного расхода топлива

Удельный расход топлива оказывает существенное влияние на все критерии эффективности МГТД в системе ЛА. В табл. 5.2 приведены значения коэффициентов влияния уровня  $C_{уд}$  на величины взлетной массы  $M_0$  и полетных затрат топлива ЛА  $C_{ткм}$  для полноразмерного и малоразмерного ТВД и ТРДД при одинаковых условиях полета.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что с уменьшением массы и размера самолета существенно (почти в 1,5 раза) усиливается влияние изменения уровня удельного расхода топлива на оптимальные значения  $M_0$  и  $C_{ткм}$ .

#### Влияние массы СУ

Методы определения массы СУ на начальных этапах проектирования МГТД, как было показано в главе 2, имеют существенную погрешность  $\approx 8...15\%$ .

Таблица 5.2. Коэффициенты влияния  $C_{уд}$  на  $M_{0\min}$  и  $C_{ткм\min}$

$$(H = 11 \text{ км}, M_{п} = 0,8, L_{п} = 3500 \text{ км}, T_{гкр}^* = 1400 \text{ К})$$

Тип СУ и ЛА	$K_{M_{0\min}} = \frac{\delta M_{0\min}}{\delta C_{уд}}$	$K_{C_{ткм\min}} = \frac{\delta C_{ткм\min}}{\delta C_{уд}}$
Малоразмерный ТВВД для служебного самолета	0,983	0,948
ТВД для ДПС	0,624	0,606
МТРДД для служебного самолета	1,01	0,977
ТРДД для ДПС	0,77	0,763

В табл. 5.3 приведены количественные оценки коэффициентов влияния массы СУ на величины  $M_{0\min}$  и  $C_{ткм\min}$ .



Таблица 5.3. Коэффициенты влияния  $M_{СУ}$  на  $M_{0 \min}$  и  $C_{ТКМ \min}$   
 ( $H = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $L_{п} = 3500$  км,  $T_{г \text{ кр}}^* = 1400$  К)

Тип СУ и ЛА	$K_{M_{0 \min}} = \frac{\delta M_{0 \min}}{\delta M_{СУ}}$	$K_{C_{ТКМ \min}} = \frac{\delta C_{ТКМ \min}}{\delta M_{СУ}}$
Малоразмерный ТВВД для служебного самолета	0,323	0,308
ТВД для ДПС	0,256	0,222
МТРДД для служебного самолета	0,32	0,298
ТРДД для ДПС	0,25	0,288

Полученные значения коэффициентов влияния для полноразмерных СУ в целом отражают известные на практике [63] соотношения: каждый лишний килограмм массы двигателя приводит к увеличению массы самолета на 3...4 кг. Уменьшение размеров самолета и СУ увеличивает это соотношение до 4...5 кг. Это диктует ужесточение требований к массе малоразмерной СУ при выполнении проектно-конструкторской разработки и доводки МГТД.

## Глава 6 МАЛОРАЗМЕРНЫЕ ТРДД

### 6.1. Основные параметры малоразмерных двухконтурных двигателей, принципиальные схемы, особенности конструкции

#### *Основные параметры*

С середины 1970-х гг. для стратегических крылатых ракет авиационного и морского базирования стали применять малоразмерные ТРДД (МТРДД).

В настоящее время они используются для установки на авиамодели и беспилотные самолеты, а также для легких административных, спортивных и туристических самолетов и винтокрылых ЛА. Основные параметры малоразмерных ТРДД приведены в табл. 6.1.

Созданные двигатели по величине тяги на взлетном режиме можно условно разбить на 5 групп: I - до 5 кН; II – от 5 до 10 кН; III – от 10 до 20 кН; IV – от 20 до 30 кН; V – от 30 до 50 кН.

Зависимости основных удельных параметров и параметров рабочего процесса ТРДД от тяги приведены на рис. 6.1 [48, 160, 161, 167, 172, 173, 175, 177, 199]. Из рисунка видно, что с уменьшением тяги (размера) двигателя удельные параметры ухудшаются, а параметры цикла уменьшаются. Большой разброс значений степени двухконтурности обусловлен различным целевым назначением ЛА, у МТРДД для крылатых ракет степень двухконтурности находится в диапазоне от 0,5 до 1,5, а для самолетов – от 4 до 6.

На рис. 6.2 приведены статистические зависимости суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности от температуры газа перед турбиной. Видно, что с ростом температуры газа суммарная степень повышения давления и степень двухконтурности увеличиваются, что согласуется с теоретическими положениями о путях повышения эффективности ТРДД.

На рис. 6.3 приведена зависимость тяги ТРДД от расхода воздуха через внутренний контур.

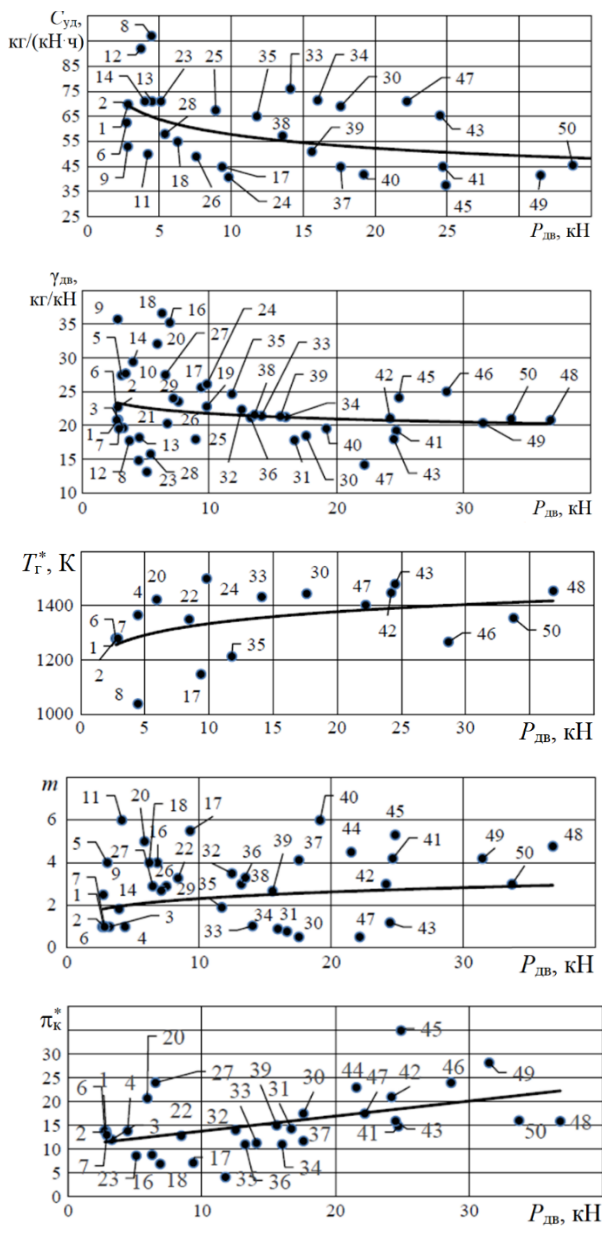


Рис. 6.1. Зависимости параметров МТРДД от тяги

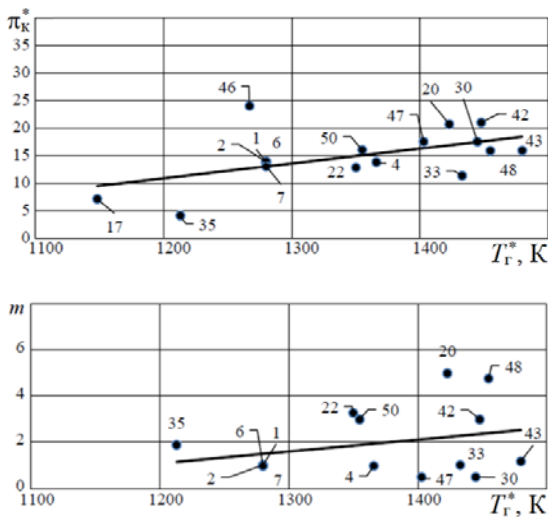


Рис. 6.2. Зависимости суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности от температуры газа перед турбиной

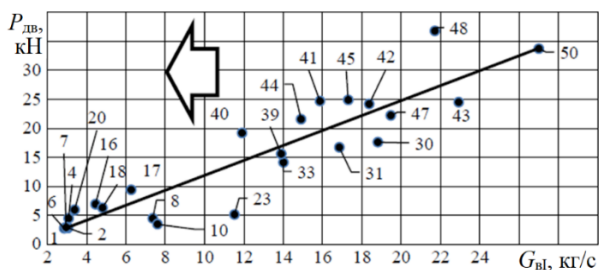


Рис. 6.3. Зависимость тяги от расхода воздуха через внутренний контур МТРДД

На рисунке показано, что область малоразмерных ТРДД соответствует тяге меньше 10 кН и расходу воздуха через газогенератор меньше 8...10 кг/с, что соответствует расходу воздуха, приведенному по параметрам за компрессором  $G_{внпрк} \sim 1,5$  кг/с.

На рис. 6.4 приведены зависимости удельной массы и удельного расхода топлива от расхода воздуха через внутренний контур МТРДД. Видно, что с уменьшением размеров внутреннего контура удельные параметры двигателя ухудшаются.

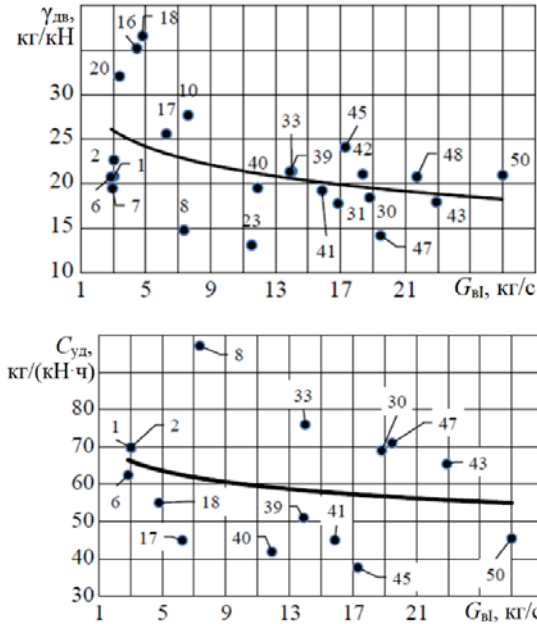


Рис. 6.4. Зависимость удельной массы и удельного расхода топлива от расхода воздуха через внутренний контур МТРДД

### *Схемы, особенности конструкции*

#### **Особенности конструкции ТРДД гр. I (до 5 кН)**

У большинства конструкций двигателей этой группы в компрессоре ВД используется центробежная ступень (рис. 6.5). В некоторых двигателях, например F408-CF-400 и PW600, применена диагональная ступень компрессора ВД.

В однороторных ТРДД, например Aspin, применяется редукторный привод вентилятора.

Современные МТРДД являются в основном двухроторными, двухопорными. При этом опоры вентилятора и компрессора объединены в единый силовой пояс (систему конструктивных элементов, передающих нагрузки от ротора на статор двигателя). Аналогичная схема опор применена в турбинах НД и ВД. Такое конструктивное решение позволяет минимизировать количество деталей, упростить систему охлаждения и смазки опор, уменьшить массу двигателя.

Таблица 6.1. Основные параметры малоразмерных ТРДД

№ п/п	Наименование ТРДД	Источн.	год сер-тиф.	взлетная тяга, кН	взл. расход воздуха, кг/с	температура газа перед турбиной взлетная, К	степень двухкон.	сухая масса двигателя, кг	уд. расход топлива взл., кг/кН·ч	Суммарн. степень повышения давления	длина, мм	диаметр, мм
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
1	WR19-A7	172	1970	2,83	6,17	1280	1,03	59,0	69,7	13,80	772	305
2	F107-WR-101	161, 163, 167	1979	2,82	6,15	1280	1,03	64,0	69,9	13,80	1232	305
3	WR19-3	161,163, 167, 172	1980	3,26			1,0	64,0		12,00	787	305
4	F112-WR-100	161, 167	1970	4,45	6,15	1366	1,0			13,80	749	305
5	EJ22	161, 163, 167	1997	3,10			4,0	85,0			1000	381
6	F106-CA-100	167, 172	1973	2,73	5,71	1280	1,0	56,7	62,5	13,90	737	320
7	Model 471-11DX	161, 167, 172	1975	2,90	5,90	1280	1,0	56,6		13,00	835	317
8	F408-CA-400	161, 167, 172		4,45	7,36	1039		65,8	97,1		815	335
9	BMW8040	161, 167, 172		2,80			2,5	100,0	53,0		700	425
10	P95TM-300	39	1991	3,43	7,60			95,0			850	315
11	P123-300	39		4,20			6,0		50,0			

Продолжение табл. 6.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
12	P125-300	39	2002	3,72				66,0	92,0		550	315
13	36MT	115, 183	2006	4,50				82,0	71,0		850	330
14	PW610F	161, 173	2006	4,0			1,83	117,7	71,0		1153	368
15	AI-450БП	114	2008	5,50								
16	Aubisque	161, 167, 172, 175, 190	1961	6,90	22,25		4,0	243,0		6,90	2067	564
17	DB 730F	161, 167, 172	1966	9,37	40,70	1148	5,5	240,0	44,9	7,10	2415	900
18	Astafan DF 600	161, 167, 172, 190	1966	6,28	24,0		4,0	230,0	55,0	8,80	1650	602
19	JT15D	182, 188	1966	9,80				223,5			1506	691
20	F109-GA-100	161, 163, 172	1985	5,92	20,30	1423	5,0	190,0		20,70	1090	756
21	FJ33	161, 167, 172	2004	6,70				136,0			1220	445
22	FJ44-1A	161, 163, 172	1992	8,46		1350	3,28			12,80	1359	752
23	NPТ754 одно- вальный	161, 167, 172	1989	5,10	11,52			66,9	71,0	8,59	1012	363
24	RTM.322-20	161, 163, 172	1986	9,81		1500		256,0	40,8		1244	675
25	BS.358	161, 163, 167		8,92				160,0	67,4		1016	483

Продолжение табл. 6.1.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
26	HF118	167, 172	1999	7,57			2,9	178,0	49,0		1384	441
27	HF120	167, 172, 199	2010	6,55			2,9	180,0		24,00	1118	539
28	P130-300	199		5,39				85,0	58,0		1195	430
29	PW617F	161, 173	2007	7,18			2,7	172,5			1336	447
30	AJ1-55II	42, 161, 191	2010	17,60	28,50	1445	0,515	325,0	69,0	17,50	1210	590
31	PJ-1700	12, 185	2008	16,70	30,0		0,78	297,5		14,30	1975	624
32	FJ44-3A	161	2004	12,54			3,5	280,0		14,00	1219	584
33	Larzac 04-20	175, 190	1984	14,10	28,57	1433	1,04	302,0	76,0	11,30	1187	600
34	XF3-30	199	1987	16,00			0,9	340,0	71,4	11,00	2000	630
35	XF3-1 (IHI)	161, 167, 172	1975	11,77		1213	1,9	290,0	65,0	4,10	1092	650
36	CFJ-801 (IHI)	161, 167, 172	1978	13,24			3,0	280,0		11,00	1320	660
37	PW545A	161, 173	1997	17,60			4,12		44,9	11,70	1742	693
38	JT15D-5D	161, 173	1993	13,56			3,3	292,6	57,3		1531	520
39	TFE731-2	160, 167, 172	1997	15,60	51,0		2,67	333,0	51,0	15,00	1270	1000
40	PLF1A-2	161, 163, 167	1964	19,20	83,30		6,0	375,0	41,9		1683	1033
41	RB401-07	161, 167, 172	1977	24,70	82,50		4,2	475,0	45,0	14,80	1545	823



Окончание табл. 6.1.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
42	АТФ3 (F104)	172	1978	24,20	73,50	1448	3,0	510,0		21,00	2591	853
43	АИ-222-25	68	2010	24,50	50,20	1480	1,19	440,0	65,4	15,90		630
44	РW300	173	1994	21,57	82,0		4,5			23,00		
45	CFE738	49, 178	1987	24,90	109,0		5,3	601,0	37,6	35,00	1735	902
46	АЕ 3007 С1	164, 184, 207	2002	28,65	109,0	1267		717,0		24,00	2705	978
47	АЛ-55	42, 161, 191	2006	22,20	29,50	1403	0,515	315,0	71,0	17,50	1210	590
48	АИ-22	42	2000	36,82	125,30	1455	4,77	765,0		15,87		
49	АS977 (НТF7700)	161, 167, 172	1999	31,50			4,2	641,0	41,6	28,20	2347	1267
50	М.45Н	161, 167, 172	1974	33,73	108,0	1355	3,0	708,0	45,5	16,00	2795	1066

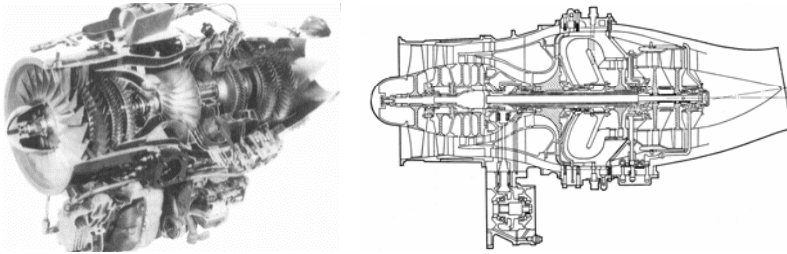


Рис. 6.5. Конструктивная схема WR19-A7 [172]

В большинстве двигателей опора вентилятора расположена за рабочим колесом, что характерно для современных конструкций ТРДД.

В подавляющем большинстве конструкций опора турбины ВД расположена за рабочим колесом, что позволяет улучшить ее температурный режим и включить корпус камеры сгорания в силовую систему двигателя, обеспечивая силовое замыкание корпуса турбокомпрессора (рис. 6.6).

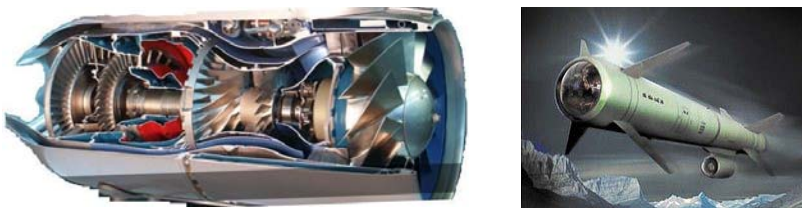


Рис. 6.6. Двигатель 36MT и его применение [115]

Анализ конструктивных схем рассматриваемых двигателей позволяет сделать вывод, что для ТРДД в классе тяги до 5 кН преобладает тенденция минимизации количества опор и силовых поясов, консольного относительно опоры расположения вентилятора, размещение опоры турбины ВД за рабочим колесом, а также размещение опоры компрессора ВД перед ним. В современных конструкциях применены турбины с неохлаждаемыми монокристаллическими лопатками.

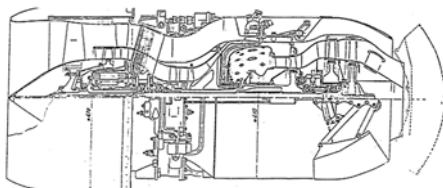
### **Особенности конструкции ТРДД гр. II (от 5 до 10 кН)**

Большинство двигателей имеют одноступенчатый центробежный компрессор ВД. В конструкции ТРДД-50М применён оседаго-

нальный компрессор ВД (рис. 6.7). Имеются двигатели с редукторным приводом вентилятора, являясь однороторными. Все современные ТРДД являются двухроторными, двухпорными (рис. 6.8). Во многих конструкциях применена петлевая камера сгорания, позволяющая сократить расстояние между опорами и уменьшить осевые габариты двигателя.



а)



б)

Рис. 6.7. ТРДД-50М. Внешний вид (а) и конструктивная схема (б)



Рис. 6.8. ТРДД PW610F и Eclipse 500 [173]

Анализ конструктивных схем рассматриваемых двигателей позволяет сделать вывод, что для ТРДД в классе тяги от 5 до 10 кН, так же как и в предыдущем случае, преобладает тенденция минимизации количества опор и силовых поясов, консольного относительно опоры расположения вентилятора, размещение опоры турбины ВД за рабочим колесом, а также размещение опоры компрессора ВД перед ним.

В рассматриваемых конструкциях применены неохлаждаемые турбины с монокристаллическими лопатками.

### Особенности конструкции ТРДД гр. III (от 10 до 20 кН)

Большинство двигателей имеют от двух до восьми осевых и одну центробежную ступеней компрессора ВД, например, ТРДД PW610F, HF120, TFE731, PW530 (рис. 6.8, 6.9, 6.11, 6.12).

В вентиляторах применяются широкохордные лопатки без анти-вибрационных полок (рис. 6.10).

Большинство ТРДД являются двухроторными. Они имеют двух-опорный ротор ВД и трехопорный ротор НД. При этом опоры вентилятора и компрессора объединены в единый силовой пояс. В некоторых ТРДД (Larzac, РД-1700 и АЛ-55И) применена схема с межвальевой опорой турбины ВД. Такое конструктивное решение позволяет минимизировать количество деталей, уменьшить подогрев масла при подводе его к опоре турбины ВД, уменьшить массу двигателя.

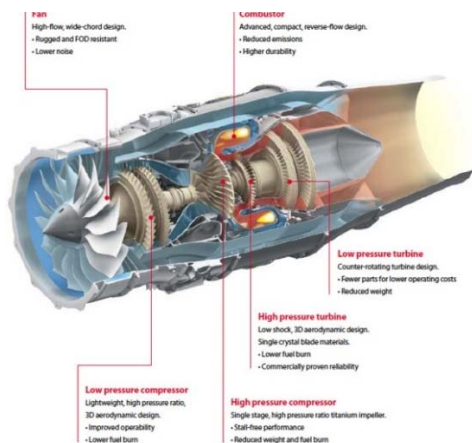


Рис. 6.9. ТРДД HF120 [167, 199]

Рис. 6.10. Вентилятор ТРДД HF120

Во всех двигателях опора вентилятора расположена за рабочим колесом, что характерно для современных конструкций ТРДД.

Анализ конструктивных схем рассматриваемых двигателей позволяет сделать вывод, что для ТРДД в классе тяги от 10 до 20 кН преобладает тенденция минимизации количества опор и силовых поясов, консольного относительно опоры расположения вентилятора, размещение опоры турбины ВД в более «холодной» зоне за рабочим колесом, а также размещение опоры компрессора ВД перед ним.

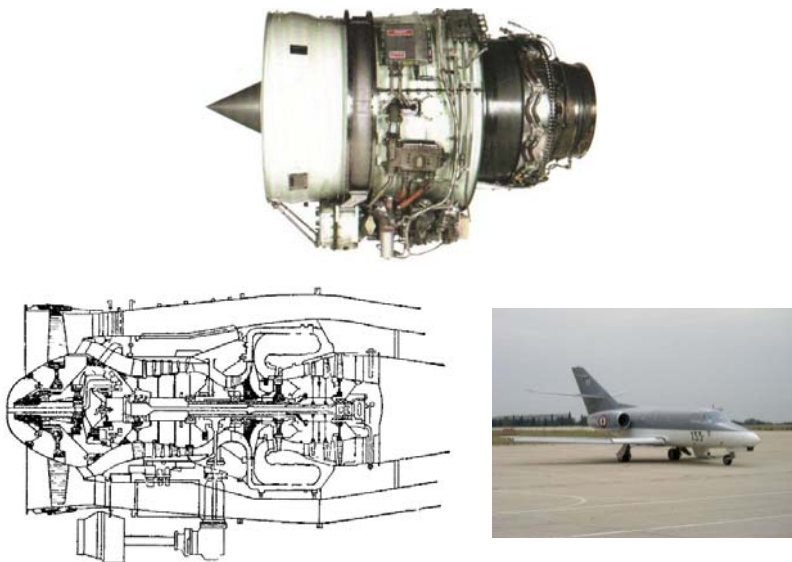


Рис. 6.11. ТРДД TFE731. Внешний вид и конструктивная схема [160, 167, 172]

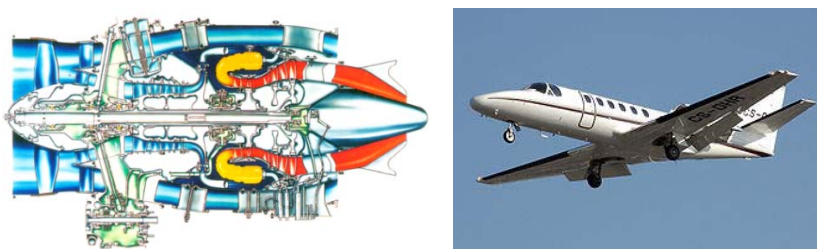


Рис. 6.12. PW530 и самолет Cessna Citation Bravo [173]

В рассматриваемых конструкциях применены неохлаждаемые монокристаллические турбинные лопатки, моноколеса вентиляторов с широкохордными лопатками, роторы компрессоров ВД, изготовленные по технологии «блиск».

#### **Особенности конструкции ТРДД гр. IV (от 20 до 30 кН)**

Все двигатели имеют многоступенчатый осевой компрессор ВД (у семейства ТРДД PW300 (рис. 6.13) и CFE738 последняя ступень центробежная).

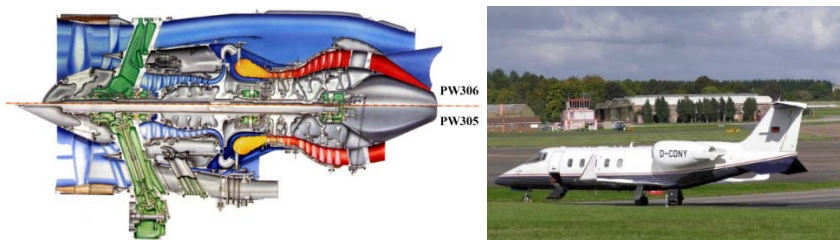


Рис. 6.13. ТРДД PW305 и самолет Bombardier Learjet 60 [173]

Эти ТРДД являются двухроторными (кроме ATF-3, он – трехроторный). Они имеют двухпорный ротор ВД и трехпорный ротор НД. В ТРДД DV-2, АИ-222, СFE738 и АЛ-55 (рис. 6.14) применена схема с межвальневой опорой турбины ВД. Двигатель АЛ-55 и его модификация АЛ-55И предназначены для самолётов МиГ-АТ и НТ-36 соответственно (рис. 6.15).

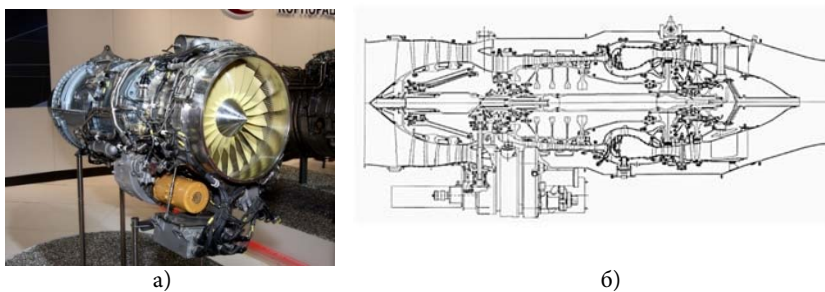


Рис. 6.14. ТРДД АЛ-55. Внешний вид (а) и продольный разрез (б) [181]



Рис. 6.15. Самолеты МиГ-АТ (а) и НТ-36 (б)

Во всех двигателях опора вентилятора расположена за рабочим колесом, что характерно для современных конструкций ТРДД, например, ТРДД АЕ3007 и GMA3007 (рис. 6.16, 6.17).

В рассматриваемых конструкциях применены охлаждаемые турбинные монокристаллические лопатки, вентиляторы с широкохордными лопатками, роторы компрессоров ВД, изготовленные по технологии «блиск».

### Особенности конструкции ТРДД гр. V (от 30 до 50 кН)

Двигатели этой группы имеют многоступенчатый осевой компрессор ВД, иногда с замыкающей центробежной ступенью (например, у семейства ТРДД PW308). Как правило, эти ТРДД являются двухроторными. Они имеют двухпорный ротор ВД и трехпорный ротор НД. В некоторых ТРДД применена схема с межвальтной опорой турбины ВД (M45 и АИ-22).

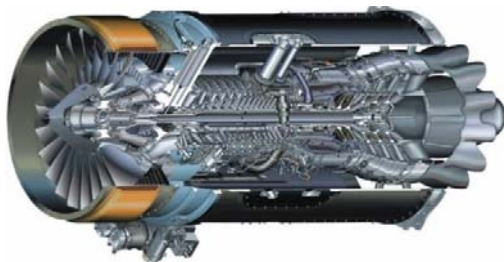


Рис. 6.16. ТРДД АЕ3007

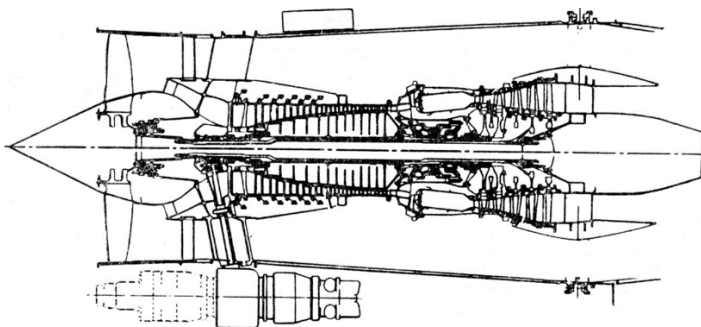


Рис. 6.17. Конструктивная схема ТРДД GMA3007 [184]

Особенностью анализируемых в настоящей работе малоразмерных ГТД, по сравнению с двигателями большой мощности (размерности), являются малые размеры проточной части, особенно последних ступеней компрессора, что требует для обеспечения высокого значения КПД наличия малых радиальных зазоров, на величину которых влияют жесткостные характеристики ротора и статора.

Невозможно при уменьшении размеров ГТД обеспечить КПД и удельную мощность, как у обычных ГТД. Это обстоятельство подтверждается тем, что большинство ГТД малой мощности имеет сравнительно высокие удельные величины расхода топлива. С уменьшением размеров аэродинамические характеристики проточных частей компрессора и турбины ухудшаются, КПД этих элементов снижаются. Аналогично с уменьшением расхода воздуха, протекающего через камеру сгорания, снижается коэффициент полноты сгорания. Из этого следует, что при снижении значения КПД элементов снижается полный КПД всего двигателя.

Эти характеристики во многом определяются конструктивно-силовой системой двигателя, в частности количеством и расположением опор роторов.

Под силовой системой ГТД понимается совокупность силовых деталей, предназначенных для восприятия нагрузок, действующих на элементы двигателя, и передачи их на элементы крепления ГТД к летательному аппарату. На элементы силовой системы действуют газодинамические, температурные и инерционные нагрузки.

К силовой системе предъявляются следующие основные требования:

- обеспечение прочности и жесткости конструкции двигателя при минимальной массе конструкции для предотвращения возникновения недопустимых деформаций;
- обеспечение свободы температурных деформаций для избежания появления чрезмерных температурных напряжений.

Конструктивные схемы ТРДД проанализированных двигателей по расположению, количеству опор и силовых поясов относительно компрессора и турбины представлены на рис. 6.18.

Большинство анализируемых двигателей выполнено по двухроторной схеме. Исключением являются ТРДД Р125-300 и НРТ754, в которых вентилятор и компрессор имеют общий вал. Такая схема позволяет иметь минимальное количество деталей и, следовательно,



минимизировать массу двигателя, а также упростить его изготовление и сборку. Двигатели имеют две опоры, причем в P125-300 опора компрессора расположена вблизи центра масс его ротора, что обеспечивает хорошие динамические характеристики этого ротора. Обе опоры двигателя объединены в один силовой пояс (конструктивный элемент, передающий нагрузки от ротора через опору на статор), что также обеспечивает уменьшение количества деталей. Недостатком такой схемы является расположение опоры турбины вблизи горячей зоны, что требует теплоизоляции опоры и ее охлаждения.

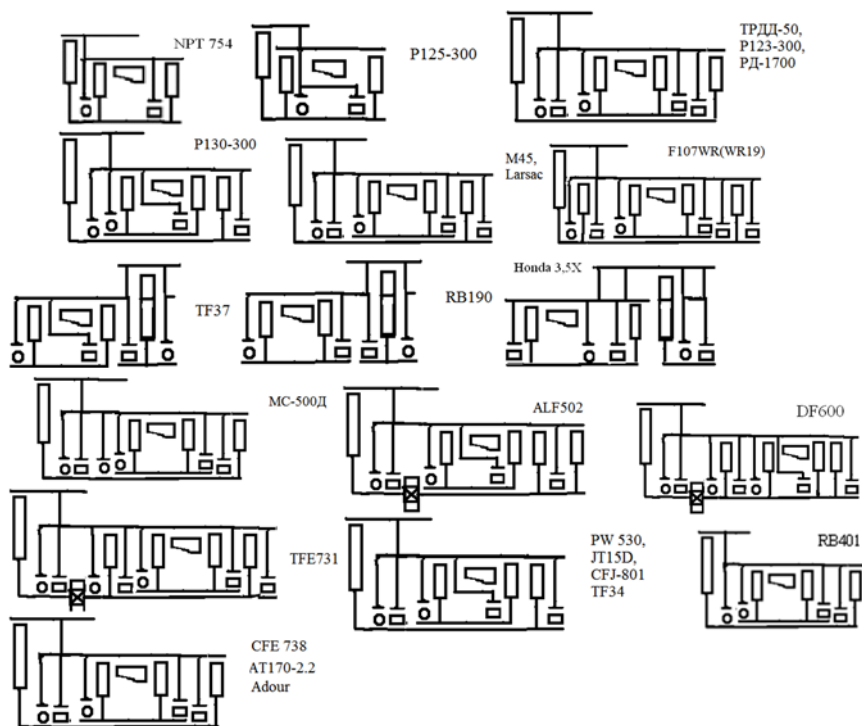


Рис. 6.18. Конструктивные схемы МТРДД по количеству и расположению опор

В двигателях TF37 (рис. 6.19), Honda 3,5X и RB190 лопатки вентиляторов закреплены на лопатках турбин этих вентиляторов. Реализа-

ция такой конструктивной схемы позволяет иметь короткий, следовательно, жесткий ротор вентилятора, однако при этом возрастают инерционные нагрузки на лопатки турбины вентилятора.

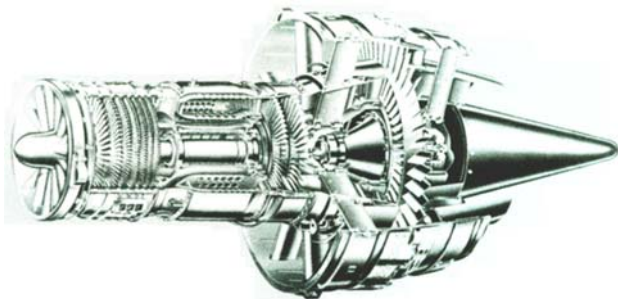


Рис. 6.19. Конструктивная схема ТРДД TF37 [184]

У всех остальных ТРДД вентилятор – одноступенчатый, без входного направляющего аппарата, без передней опоры вентилятора, что позволяет не загромождать вход в двигатель. Для удобства сборки, балансировки ротора и ремонта во всех схемах (кроме RB401 и P130-300) ротор вентилятора имеет свои две опоры и является отдельным модулем двигателя.

В двигателях TFE731(рис. 6.20) и ALF502 (рис. 6.21) применен редукторный привод вентилятора.

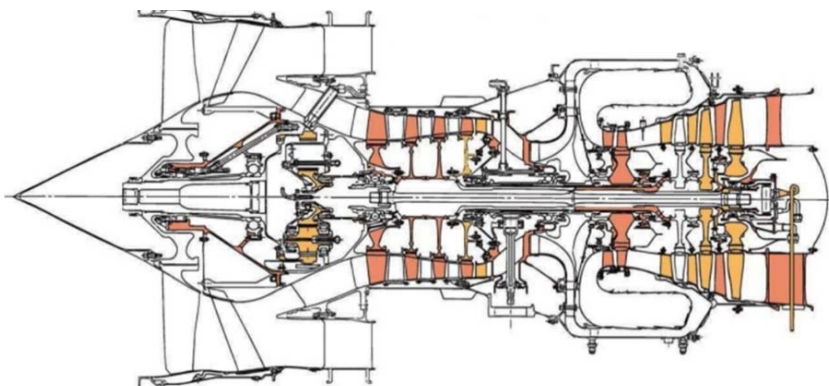


Рис. 6.20. Конструктивная схема TFE731

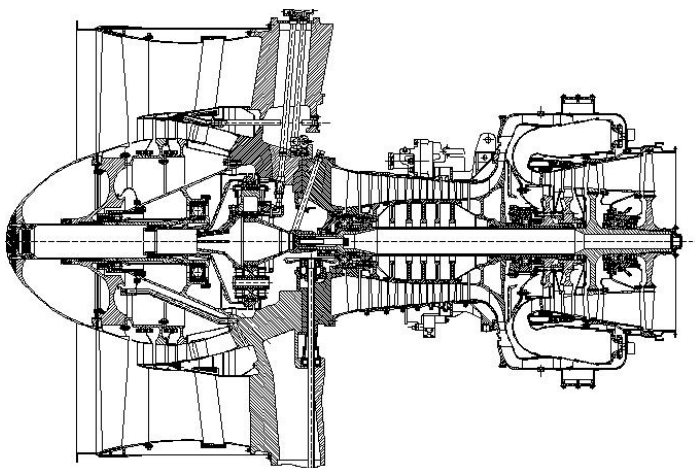


Рис. 6.21. Конструктивная схема ALF502 [167]

В двигателе TFE731 спрямляющие лопатки вентилятора имеют резкий наклон в сторону редуктора. Они выполнены из композиционного материала. Передние кромки этих лопаток имеют покрытие из фольги, предохраняющее от истирания и повреждения при попадании посторонних предметов. Изготовленная из кевлара сердцевина каждой лопатки имеет разрез вблизи места крепления в канале наружного контура. Поэтому в случае обрыва при попадании птицы она может обломиться без осколков и, минуя газогенератор, выйти в сопло через канал наружного контура.

В ТРДД TFE731 и ALF502 редукторы – планетарные, с косозубыми цилиндрическими шестернями. Степень редукции у TFE731 составляет 0,496, а у ALF502 – 0,436. Наличие редуктора позволило иметь степень двухконтурности, равную 4-5, при сохранении высокой частоты вращения ротора каскада турбокомпрессора (около 20000 об/мин).

В обоих двигателях применен комбинированный осецентрированный компрессор с регулируемым ВНА.

Задняя опора ротора турбины ТРДД ALF502, имеющая двоярный шариковый подшипник, расположена между ее дисками. Это позволяет расположить опору в районе центра масс турбины, что способствует уменьшению влияния гироскопического момента на динамику ротора.

## 6.2. Применение малоразмерных ТРДД

Исследования новых региональных самолетов с ТРДД ведутся многими фирмами и консорциумами Европы, Азии и Америки, а также в России.

Что касается административных самолетов, то в настоящее время за рубежом осуществляются программы разработки самолетов различного типа, включая легкие самолеты на 4–6 мест, самолеты среднего класса на 8–10 мест и более тяжелые машины, рассчитанные на перевозку 15–19 пассажиров.

Наиболее продвинутыми из множества проектов административных самолетов являются американские самолеты Рейтеон «Премьер» I (Raytheon Premier I) и «Хоукер Хэрайзн» (Hawker Haraizn), Сенчури Аэроспейс «Сенчури Джет» (Century Aerospace Century Jet), Сино-Сверинген SJ302 (Sino-Sweringen SJ302) и израильский IAI «Гелакси» («Galaxy»). Канадская корпорация «Бомбардье» («Bombardier») исследует деловой самолет среднего класса, а французская «Дассо Авиасьон» («Dasso Aviation») – новые модификации в семействе машин «Фалькон» (Falcon).

Ряд проектов самолетов бизнес-класса проработан в России («Авиатика 950», Ил-108, Як-48, «Рысачок», семейство самолетов «Стриж» и др.). Естественно, что новые региональные и административные самолеты требуют соответствующих двигателей и многие ведущие двигателестроительные фирмы приступили к созданию таких ТРДД.

Следует отметить, что новые двигатели ни в коей мере не являются уменьшенными моделями ТРДД для тяжелых магистральных самолетов и не созданы на основе газогенераторов военных двигателей. Эти двигатели целенаправленно создавались и создаются для региональных самолетов и новых самолетов бизнес-класса. Как рынок региональной авиации, так и рынок деловых самолетов чрезвычайно чувствительны к росту стоимости технического обслуживания. Анализ показал, что цена топлива для деловой авиации обычно не является определяющей, а для региональных самолетов, нарабатывающих большое число летных циклов, затраты на топливо и техобслуживание стоят на первых местах. Если для регионального самолета топливная эффективность (т.е. расход топлива на маршруте) оказывает существен-

ное влияние на эксплуатационные затраты, то для делового самолета ее прежде всего соотносят с дальностью полета.

Региональный и административный самолеты должны иметь хорошую тяговооруженность. Для первого она способствует эксплуатации с коротких ВПП, а для последнего – большой скороподъемности для быстрого набора крейсерского потолка. Так как данные самолеты зачастую имеют небольшие размеры, то на них устанавливаются ТРДД, имеющие из-за габаритных ограничений обычно невысокую степень двухконтурности, что отрицательно сказывается на расходе топлива. Кроме того, малые размеры двигателя затрудняют создание эффективной системы охлаждения лопаток турбины, поэтому температура газа перед турбиной меньше, чем у двигателей средней и большой размерности. Это тоже снижает эффективность МТРДД. Все это свидетельствует о том, что при создании современных высокоэффективных малоразмерных ТРДД приходится решать даже более сложные проблемы, чем при создании двигателей больших размеров. Требуются новые методы и технологии проектирования и производства.

Например, двигатели типа АЕ3007 тягой 28,4 – 31 кН, созданные американской фирмой «Аллисон» (Allison) (являющейся в настоящее время дочерним отделением всемирно известной английской компании «Роллс-Ройс» (Rolls-Royce)) для регионального самолета Эмбраер (Embraer) RJ145 и его последующих модификаций. По своей газодинамике двигатель достаточно консервативен, но в его конструкции используются самые совершенные материалы, позволяющие увеличить срок его службы. В частности, турбина высокого давления имеет монокристаллические лопатки, изготовленные из никелевого сплава CMSX-4 с добавками рения. Эти добавки улучшают характеристики ползучести и дают возможность работать лопаткам при повышенных температурах. Рений весьма недешев: стоимость 1 кг составляет 1210 долларов. Один из руководителей компании «Кэннон-Маскегон» (Cannon Muskegon), создавшей этот сплав, заявил, что преимущества, которые дает сплав CMSX-4, во многом компенсируют его дороговизну. Монокристаллические лопатки турбины высокого давления двигателя АЕ3007, получившие на фирме «Аллисон» (Allison) название «Каст Кул» (Cast Cool), имеют монолитную конструкцию, внутри которой расположены каналы системы охлаждения лопатки. До сих пор охлаждаемые лопатки турбины изготавливались из двух половинок. Новая технология изготовления лопаток «Каст Кул» (Cast Cool) является ноу-хау и тща-

тельно охраняется. В результате ее применения удалось снизить стоимость изготовления и существенно повысить срок службы лопаток.

Канадская фирма «Пратт энд Уитни Канада» (P&WC) создала два семейства легких ТРДД – PW300 (тягой 20,6 – 23,5 кН) и PW500 (тягой 12,3 – 16,7 кН), которые предназначены для использования на различных административных самолетах, а также на региональном 328JET. При разработке этих двигателей фирма широко использовала средства вычислительной гидрогазодинамики и автоматизированного проектирования CAE/CAD/CAM.

Это позволило сократить цикл создания ТРДД (с момента начала разработки до установки на самолет) с пяти – шести лет до трех, в результате чего процесс рождения нового ТРДД шел параллельно с созданием самолета, для которого этот двигатель предназначался.

Особенностью двигателей типа PW300 являются их небольшие габариты (длина 1,6 – 2 м, максимальная ширина 0,92 м) относительно тяги, что было достигнуто благодаря созданию чрезвычайно компактного газогенератора. Двигатели получились достаточно эффективными с точки зрения расхода топлива и простыми в размещении на самолете. Но при этом двигатель имеет очень небольшой потенциал по дальнейшему развитию в сторону увеличения тяги. И когда потребовался двигатель тягой в классе 35 кН, то при создании ТРДД PW308 фирме P&WC пришлось поступиться принципами и перейти к более простому газогенератору, работающему при меньшей температуре. Но нет худа без добра: теперь фирма может легко создавать новые, более мощные варианты, соответствующие будущим самолетам.

Двигатели семейства PW500 получились достаточно удачными, и фирма P&WC рассчитывает на хороший рынок. Они уже используются на административных самолетах «Сайтейшн Браво» (Citation Bravo) и «Сайтешн Эксел» (Citation Excel) фирмы «Цессна» (Cessna), которых уже продано свыше 300, а планируется продать не менее 800 – 900. На рынке легких ТРДД активно действует еще одна американская фирма «Эллайд Сигнал» (Allied-Signal Aerospace), которая в свое время купила двигателестроительную компанию «Гаррет» (Garrett) с ее семейством двигателей TFE731. Эти двигатели получились достаточно удачными и широко применяются на различных административных самолетах. «Эллайд Сигнал» (Allied-Signal) продолжает работать над усовершенствованным двигателем по программе TVT (в документах фирмы двигатель обозначается AS900). Основные компоненты двигателя (ком-

прессор высокого давления, камера сгорания и турбина высокого давления) в 1997 г. были поставлены на стендовые испытания. В планах фирмы предусматривается создание целого семейства ТРДД тягой от 17,66 до 36,3 кН, причем базовой моделью станет двигатель тягой 24 кН.

Особое внимание за рубежом в последнее время уделяется разработке малогабаритных ТРДД для легких административных самолетов, рассчитанных на перевозку 3 – 4 пассажиров. По мнению специалистов, возможно создание двигателей тягой 7,8 – 9,8 кН, обладающих высокой топливной эффективностью, в результате чего в ближайшее время могут появиться легкие самолеты, сопоставимые по экономическим параметрам с современными самолетами с поршневыми моторами, например Цессна 172 (Cessna).

Больших успехов в этом направлении добилась американско-английская компания «Уильямс Интернешнл/Роллс-Ройс» («Williams International / Rolls-Royce»), создавшая двигатель FJ44-1 тягой 8,44 кН и его более мощную модификацию FJ44-2. Эти двигатели, имеющие длину около 1 м и диаметр 0,6 м, используются на административных самолетах Цессна (Cessna) «Сайтейшн Джет» (Citation Jet) и Сино-Сверинген SJ30-2 (Sino- Sweringen). В будущем они будут устанавливаться на легких административных самолетах «Сенчури Джет» (Century Jet) фирмы «Сенчури Аэропейс» (Century Aerospace) и «Премьер» (Primer) компании «Рейтеон» (Raytheon).

Пытается на рынке малогабаритных ТРДД отвоевать себе место японская фирма «Хонда» (Honda), которая на состоявшейся в г. Орландо (штат Флорида) выставке «Турбо Экспо'97» впервые показала свой двигатель HFX-01 тягой 8,04 кН. На его основе разработано семейство небольших ТРДД для использования на легких самолетах авиации общего назначения.

Работы над двигателем HFX-01 фирма начала еще в 1991 г., а в 1995 г. опытный двигатель начал проходить летные испытания в США на самолете – летающей лаборатории Боинг 727. Особенностью ТРДД типа HFX является S-образный воздушный канал, связывающий компрессоры низкого и высокого давления. По мнению специалистов фирмы «Хонда» (Honda), это позволит уменьшить отрыв потока и снизить потери давления, а также обеспечить равномерность поля потока в сопловом аппарате.

При выборе двигателя для летательного аппарата необходимо знать его энергетические параметры (мощность или тягу), диапазон работы (температура окружающего воздуха, эксплуатационная высота, применяемые горючесмазочные материалы и рабочие жидкости).

Кроме этого, важными являются его эксплуатационные характеристики:

- экономичность (определяющий параметр – удельный расход топлива);
- надежность (способность выполнять свои функции в заданных условиях в течение требуемого ресурса);
- экологичность (определяющие параметры – шум и вредные выбросы).

Чрезвычайно важными являются эксплуатационные показатели:

- частота и трудоемкость технического обслуживания;
- стоимость расходных материалов;
- доступность и легкосъемность агрегатов и других элементов;
- ремонтпригодность;
- количество, периодичность и трудоемкость различного вида ремонтов.

Все эти показатели и параметры закладываются в процессе проектирования двигателя, реализуются в процессе его производства и поддерживаются в процессе эксплуатации.

Процесс создания ГТД неразрывно связан с формированием конструктивного облика, который, в свою очередь, во многом определяется назначением летательного аппарата, параметрами рабочего процесса, газодинамическим согласованием, прочностными характеристиками. Принятие решения по конструкции двигателя предполагает:

- выбор конструктивной системы двигателя, являющейся основой реализации его газодинамической схемы с соблюдением условий прочности, виброустойчивости, надежности и удобства эксплуатации;
- определение силовой системы двигателя, дополняющей конструктивную систему и определяющей способы передачи сил и моментов от роторов к корпусу двигателя, условия сочленения его основных узлов;
- выбор схемы крепления двигателя к летательному аппарату, определение нагрузок, действующих в элементах крепления;
- определение схемы передачи крутящих моментов;



- реализацию условий модульности конструкции двигателя;
- удовлетворение общих требований к двигателю по вопросам эксплуатации и др.

Конструктивно-схемное решение выбирается в зависимости от суммарной степени повышения давления и ее распределения по каскадам, числа и вида ступеней компрессора и турбины, схемы передачи мощности потребителю.

Принятое решение должно обеспечивать: минимальные размеры и массу при полном удовлетворении норм прочности и надежности; минимальный уровень вибраций; удобство эксплуатации и ремонта.

### **6.3. Рациональные параметры рабочего процесса и схемы малоразмерных ТРДД**

В данном разделе приведены результаты оптимизации параметров рабочего процесса и выбора рациональных схем малоразмерных двухконтурных турбореактивных двигателей для легких (2-4-местных) самолетов общего назначения, административных (8-16-местных) и региональных (30-100-местных) самолетов гражданского назначения.

В условиях повышения требований к эффективности авиационных двигателей важную роль приобретают задачи оптимального проектирования летательных аппаратов и оптимизация параметров их силовых установок с ГТД. Одновременная оптимизация параметров силовой установки и летательного аппарата обеспечивает максимальную эффективность системы «двигатель – летательный аппарат». Эффективность данной системы определяют по величине соответствующего критерия эффективности системы. Так, критерии эффективности дозвукового транспортного самолета, которые одновременно являются критериями оптимизации параметров двигателя, можно разделить на четыре группы: летно-технические, оптимизации по массе, энергетические и экономические. К летно-техническим критериям оценки самолета относятся дальность полета, максимальные скорость и высота, скороподъемность, взлетные и посадочные характеристики и т.п. [21, 134]. К критериям оптимизации по массе относятся суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет, масса коммерческой нагрузки, взлетная масса самолета. К экономическим

критериям относятся стоимость часа эксплуатации, себестоимость перевозок, стоимость жизненного цикла.

Оптимизации параметров рабочего процесса ГТД для больших самолетов всегда уделялось пристальное внимание при их проектировании как в России, так и за рубежом [158, 162, 176]. Работ по оптимизации малоразмерных ГТД гораздо меньше. При оптимизации параметров малоразмерных двигателей необходимо учитывать, что эффективность лопаточных машин существенно зависит от их типа и размера, а также то, что на выбор параметров рабочего процесса влияет ряд функциональных ограничений, таких как допустимые высоты лопаток на выходе из компрессора, на входе в турбину, максимально допустимая величина температуры газа перед турбиной, окружные скорости на периферии лопаток вентилятора, компрессора и турбины и др. Учет всего этого требует более детальной разработки методов и средств, позволяющих одновременно отыскивать наиболее рациональные параметры рабочего процесса и схемы турбокомпрессора двухконтурных турбореактивных двигателей. Ниже рассмотрен пример оптимизации и выбора рациональных параметров малоразмерных двухконтурных турбореактивных двигателей.

В качестве критериев оптимизации значений параметров рабочего процесса малоразмерных ТРДД в системе легкого, административного и регионального самолета в данном примере выбраны наиболее часто используемые, суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет ( $M_{cy+m}$ ), и удельные затраты топлива ЛА на тонна-километр ( $C_{ткм}$ ). Задавались масса коммерческой нагрузки и дальность полета (несколько вариантов от минимальной до максимальной) и, исходя из этого, на основе согласования характеристик силовой установки и планера подбиралась потребная тяга двигателя для каждого самолета.

На основе анализа полученных путем численного моделирования результатов оптимизации выработаны рекомендации по выбору наиболее рациональных параметров рабочего процесса и схем каждого из рассматриваемых двигателей.

Математическая постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса МТРДД по комплексу критериев оценки двигателя в системе самолета выглядит следующим образом.

1. Для каждой из заданных схем турбокомпрессора МТРДД  $S_k$  отыскивается эффективное (наиболее рациональное по совокупности

рассматриваемых критериев) решение по вектору параметров рабочего процесса МТРДД на основе минимаксного принципа оптимальности:

$$X_{S_k} = \arg\{\min_j \max_i \delta y_{ijk}(x_j, p, S_k) \mid q(x, p, S) \leq 0, \quad a_n \leq x \leq b_n\},$$

где  $X_{S_k} = (\pi_{K\Sigma}^*, T_\Gamma^*, m, \pi_{ВП}^*, \dots, x_j)$  – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса,  $j = \overline{1, l}$ ;

$S_k = \{S_1, S_2, \dots, S_k\}$  – множество вариантов конструктивных схем двигателя  $k = \overline{1, z}$ ;

$$\delta y_{ijk} = \rho_i \frac{y_{ijk} - y_i^{T3}}{y_i^{T3}} - \text{нормированное по техническому заданию}$$

значение  $i$ -го критерия (или по его оптимальному значению

$$\delta y_{ijk} = \rho_i \left( \frac{y_{ijk} - y_{ik}^{\text{opt}}}{y_{ik}^{\text{opt}}} \right);$$

$\rho_i$  – степень значимости  $i$ -го критерия ( $\rho_i = \overline{0, 1}$ );

$Y_i = \{M_{CУ+m}, C_{Ткм}, \dots\}$  – множество критериев оптимизации,  $i = \overline{1, n}$ ;

$g(X, p, S_k) = \{h_{K\text{вых}}, h_{Т\text{вых}}, \pi_\tau, T_\Gamma^*_{\text{max}}, D_\Gamma \text{ и др.}\}$  – множество функциональных ограничений;

$p = \{\sigma_{\text{вх}}, \sigma_{\text{кв}}, \eta_{\text{к баз}}^*, \eta_{\text{т баз}}^*, \varphi_c \text{ и др.}\}$  – множество детерминированных исходных проектных данных.

2. Отыскивается наиболее рациональное решение из множества рассматриваемых конструктивных схем двигателя с рациональными параметрами рабочего процесса МТРДД для каждой схемы:

$$\Omega^* = \arg \min \sum_{i=1}^l \delta y_{ik}^*$$

где  $\delta y_{ik}^* = \frac{y_{ik} - y_{i\text{min}s}}{y_{i\text{min}s}}$  – относительное значение  $i$ -го критерия, нор-

мированное относительно наилучшего значения этого критерия среди рассматриваемых  $S_k$  схем.

Для ТРДД в общем случае количество оптимизируемых переменных – четыре  $(\pi_{K\Sigma}^*, T_\Gamma^*, m, \pi_{ВП}^*)$ , область оптимальных параметров в этом случае представляет собой гиперпространство. Для отыскания наилучшего решения по совокупности критериев

используется минимаксный принцип оптимальности (принцип гарантированного результата).

Для реализации поставленной задачи была разработана компьютерная модель МТРДД и верифицирована путем сравнения с параметрами малоразмерного двигателя DGEN-380 производства фирмы Price-Induction (рис. 6.22). Для учета влияния малоразмерности в модель ТРДД были добавлены соответствующие поправки, учитывающие влияние размеров различных типов компрессоров и турбин на их КПД, а также поправки на параметры камеры сгорания.

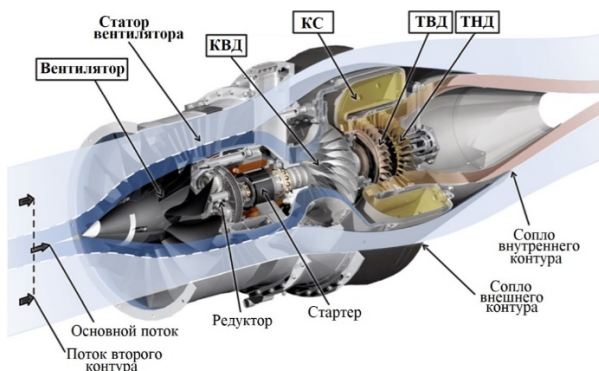


Рис. 6.22. Малоразмерный ТРДД DGEN-380

Оптимизация параметров рабочего процесса ТРДД выполнена для каждой из сформированного множества схем двигателей вначале по каждому из рассматриваемых критериев оценки двигателя в системе самолета, а затем отыскивалось минимаксное решение для совокупности критериев. Множество схем двигателя формируется благодаря множеству типов компрессора (осевой, центробежный, осецентробежный), турбин (осевая, радиально-осевая), камер сгорания (прямоточная, противоточная). Расчеты проведены для легкого самолета общего назначения, административного и регионального самолетов при разной дальности полета от 500 до 4000 км. Далее для каждого самолета выбиралась схема, удовлетворяющая всем заданным ограничениям и имеющая наилучшие показатели эффективности. На рис. 6.23 можно видеть, что для легкого самолета наиболее целесообразна схема с центробежным компрессором и осевой турбиной, т.к. в осевом

и осецентрированном не выполняется ограничение по минимальной высоте лопатки компрессора.

В табл. 6.2 представлены результаты оптимизации параметров и схем малоразмерных ТРДД.

В табл. 6.3 можно видеть итоговое минимаксное решение для каждого из самолетов. Представлены диапазон изменения параметров рабочего процесса ТРДД в зависимости от дальности полета и рекомендованная схема двигателя.

**Не выполняется ограничение по минимальной высоте компрессора на выходе и турбины на входе**

Тип ЛА	Легкий самолет ( $H=4$ км, $M_{гв}=0,5, M_{св}=200$ кг)			Административный самолет ( $H=7$ км, $M_{гв}=0,6, M_{св}=800$ кг)				Региональный самолет ( $H=11$ км, $M_{гв}=0,8, M_{св}=8000$ кг)					
	$L_{п}$	500	1000	1500	500	1000	2000	3000	4000	1000	2000	3000	4000
<b>MinMax(<math>C_{ткм}, M_{свн}</math>) - ОЦБ+ОТ</b>													
$C_{ткм}$	0,473	0,474	0,512	0,286	0,264	0,299	0,358	0,452		0,186	0,200	0,231	0,280
$M_{свн}, T$	0,087	0,144	0,21	0,267	0,412	0,721	1,168	1,849		3,723	5,970	8,942	13,206
$h_{ркс}, M$	0,0094	0,0099	0,0099	0,013	0,013	0,014	0,014	0,015		0,022	0,022	0,022	0,023
$л_{г}^+$	2,23	2,46	2,4	3,05	3,19	3,45	3,68	3,93		4,24	4,51	4,67	4,76
$h_{св}, M$	0,0096	0,00948	0,0091	0,0106	0,01029	0,01033	0,01055	0,01091		0,01966	0,02017	0,02128	0,02306
<b>MinMax(<math>C_{ткм}, M_{свн}</math>) - ОК+ОТ</b>													
$C_{ткм}$	0,488	0,491	0,533	0,292	0,271	0,306	0,367	0,464		0,178	0,197	0,227	0,272
$M_{свн}, T$	0,089	0,148	0,219	0,269	0,416	0,735	1,194	1,892		3,912	5,909	8,805	12,911
$h_{ркс}, M$	0,006	0,006	0,006	0,007	0,007	0,007	0,007	0,008		0,012	0,013	0,013	0,015
$л_{г}^+$	2,05	2,16	2,27	2,79	2,94	3,17	3,39	3,63		4,11	4,41	4,58	4,71
$h_{св}, M$	0,0110	0,0109	0,0110	0,0121	0,0118	0,0119	0,0121	0,0124		0,0202	0,0205	0,0214	0,0230
<b>MinMax(<math>C_{ткм}, M_{свн}</math>) - ЦБ+ОТ</b>													
$C_{ткм}$	0,466	0,470	0,509	0,288	0,266	0,302	0,364	0,461		0,188	0,202	0,234	0,284
$M_{свн}, T$	0,086	0,143	0,210	0,267	0,415	0,727	1,18	1,88		3,73	6,00	9,02	13,36
$h_{ркс}, M$	0,0089	0,0091	0,0092	0,0106	0,0104	0,0107	0,0111	0,0117		0,0207	0,0214	0,0228	0,0248
$л_{г}^+$	2,13	2,24	2,34	2,87	3,01	3,25	3,46	3,70		4,07	4,33	4,49	4,57
$h_{св}, M$	0,0100	0,0100	0,0101	0,01129	0,01102	0,01111	0,01136	0,01178		0,02062	0,02112	0,02229	0,02416

Рис. 6.23. Проверка выполнения ограничений

Анализируя результаты оптимизации, можно сделать вывод, что с увеличением дальности полета для каждого из рассматриваемых самолетов значения критериев оптимизации, а также степени двухконтурности и суммарной степени повышения давления возрастают, степень повышения давления в вентиляторе уменьшается, а температура газа перед турбиной изменяется незначительно. Например, степень двухконтурности административного самолета с увеличением дальности полета от 500 до 4000 километров возрастает с 3,24 до 6,66 – более чем в 2 раза, тогда как у регионального самолета при увеличении дальности с 1000 до 4000 км увеличивается с 5,8 до 7,06, всего на 22 %. Это говорит о том, что с увеличением размерности двигателя дальность полета оказывает все меньшее влияние на его оптимальные параметры рабочего процесса.

Таблица 6.2. Рациональные параметры и схемы МТРДД для различных самолетов  
в зависимости от дальности полета

Схема	Легкий самолет				Административный самолет				Региональный самолет			
	ЦК+ОГ				ОЦК+ОГ				ОК+ОГ			
Критерий эффективности – $M_{СУ+и}$												
$L_{П}$	500	1000	1500	500	1000	2000	3000	4000	1000	2000	3000	4000
$\pi_{КЭ}^*$	4,60	4,92	5,30	11,00	11,50	12,75	14,35	16,30	27,00	29,84	31,92	33,65
$\pi_{КП}^*$	1,50	1,53	1,51	1,00	1,76	1,73	1,70	1,67	1,95	1,95	1,92	1,90
$m$	1,13	2,80	3,56	0,1	3,3	4,9	5,7	6,4	4,171	5,819	6,493	6,939
$T_{Г}$	1313	1301	1300	1469	1466	1460	1459	1459	1691	1653	1631	1621
$M_{СУ+и}$	0,084	0,141	0,209	0,247	0,396	0,717	1,17	1,85	3,58	5,83	8,75	12,87
Критерий эффективности – $C_{ТКМ}$												
$L_{П}$	500	1000	1500	500	1000	2000	3000	4000	1000	2000	3000	4000
$\pi_{КЭ}^*$	4,67	5,02	5,40	11,74	12,28	13,55	15,07	17,20	32,98	33,87	34,83	35,83
$\pi_{КП}^*$	1,39	1,39	1,40	1,62	1,62	1,62	1,62	1,61	1,85	1,85	1,84	1,84
$m$	4,1	4,6	4,9	5,77	5,93	6,26	6,62	7,00	6,8	6,90	7,06	7,24
$T_{Г}^*$	1217	1246	1250	1380	1390	1407	1427	1447	1523	1532	1543	1555
$C_{Т, КМ}$	0,454	0,465	0,506	0,265	0,263	0,297	0,357	0,451	0,178	0,195	0,225	0,271
Минимальное решение – min max												
$L_{П}$	500	1000	1500	500	1000	2000	3000	4000	1000	2000	3000	4000
$\pi_{КЭ}^*$	4,63	4,98	5,36	11,35	11,92	13,15	14,70	16,85	29,79	31,85	33,37	34,67
$\pi_{КП}^*$	1,51	1,48	1,46	1,73	1,72	1,68	1,66	1,64	1,94	1,91	1,89	1,87
$m$	2,8	3,5	4,1	3,24	4,74	5,57	6,15	6,66	5,8	6,43	6,81	7,06
$T_{Г}^*$	1283	1265	1274	1439	1440	1432	1440	1456	1618	1594	1588	1585
$C_{ТКМ}$	0,466	0,470	0,509	0,286	0,268	0,299	0,358	0,452	0,184	0,197	0,227	0,272
$M_{СУ+и}$	0,086	0,143	0,210	0,267	0,404	0,721	1,168	1,849	3,699	5,909	8,805	12,911

Таблица 6.3. Рациональные параметры и схемы малоразмерных ТРДД для различных самолетов

Облик ЛА			
Параметры	Легкий самолет ( $H=4$ км, $M_{п}=0,5$ , $M_{тв}=200$ кг)	Административный самолет ( $H=7$ км, $M_{п}=0,6$ , $M_{тв}=800$ кг)	Региональный самолет ( $H=11$ км, $M_{п}=0,8$ , $M_{тв}=8000$ кг)
$L_{п}$ , км	500 - 1500	500 - 4000	1000 - 4000
$\pi_{к\Sigma}^*$	4,6 - 5,4	11,4 - 16,9	29,8 - 34,7
$\pi_{кП}$	1,51 - 1,46	1,73 - 1,64	1,94 - 1,87
$m$	2,8 - 4,1	3,2 - 6,7	5,8 - 7,1
$T_{г}^*$	1283 - 1274	1439 - 1456	1618 - 1585
$C_{т.км}$ , кг/(т км)	0,47 - 0,51	0,29 - 0,45	0,18 - 0,27
$M_{сy+m}$ , т	0,086 - 0,210	0,27 - 1,85	3,69 - 12,9
Схема	Центробежный компрессор и осевая турбина (ЦБК+ОТ)	Осцентробежный компрессор и осевая турбина (ОЦБК+ОТ)	Осевой компрессор и осевая турбина (ОК+ОТ)

Для оценки достоверности разработанного метода оптимизации и выбора рациональных параметров и конструктивных схем турбокомпрессора проведено сравнение результатов оптимизации параметров малоразмерных ТРДД с параметрами созданных двигателей. Для этого была создана база данных по двигателям для административных самолетов и по ней уже выполнен анализ. Оптимизация параметров проводилась при заданной температуре газа перед турбиной  $T_{г}^*$  в диапазоне от 1200 К до 1500 К и заданной дальности полета 500 км и 4000 км. На рис. 6.24 нанесены линии оптимальных по критерию  $M_{сy+m}$  параметров, полученные для указанных дальностей полета, а также точки, соответствующие параметрам созданных двигателей.

Из рис. 6.24 видно, что по  $\pi_{к\Sigma}^*$  в область оптимальных параметров по критерию  $M_{сy+m}$  попадают 8 из 13 двигателей, а по степени двухконтурности – 11 из 13 двигателей. Хорошая сходимость реальных и теоретических данных подтверждает достоверность разработанных методов и средств.

#### 6.4. Влияние целевого назначения самолета на оптимальные значения параметров рабочего процесса и схемы малоразмерных ТРДД

Целевое назначение самолета в значительной степени определяет облик и характеристики его силовой установки. Для обеспечения максимальной эффективности летательному аппарату необходимо оптимальным образом согласовывать характеристики планера и силовой установки. При этом оптимизация параметров двигателя на этапе его проектирования должна проводиться с учетом целевого назначения летательного аппарата.

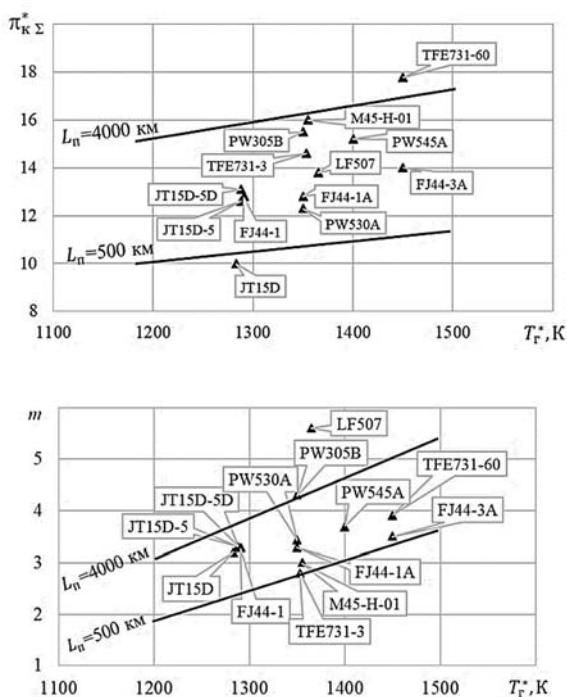


Рис. 6.24. Сопоставление оптимальных и фактических значений параметров ТРДД для административных самолетов

На этапе концептуального проектирования облик силовой установки определяется параметрами рабочего процесса ГТД и его



конструктивной схемой. Возможные конструктивные схемы двигателя определяются комбинацией схем узлов: компрессора – центробежный (ЦБК), осецентрибежный (ОЦБК) и осевой (ОК), камера сгорания – прямоточная (ПМКС), противоточная (ПРКС), турбина – осевая (ОТ), радиально-осевая (РОТ).

На рис. 6.25 представлена одна из возможных схем малоразмерного ТРДД [59].

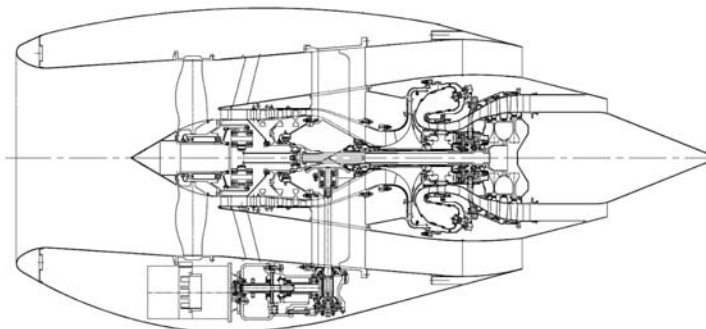


Рис. 6.25. Малоразмерный турбореактивный двухконтурный двигатель с осецентрибежным компрессором, противоточной камерой сгорания и осевой турбиной

На основе моделирования полета самолета по заданной траектории проводится завязка силовой установки (СУ) и планера и рассчитываются критерии оценки двигателя в системе ЛА [75].

Математическая постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса малоразмерных ТРДД по комплексу критериев оценки двигателя в системе самолета описана в разделе 6.3

В результате проведенных расчетов получено множество возможных схем МТРД с оптимальными для каждой из них параметрами рабочего процесса, удовлетворяющих функциональным ограничениям. Было выявлено, что для легкого и административного самолета для схемы двигателя с осевым компрессором, прямоточной камерой сгорания и осевой турбиной не выполняются ограничения по минимальной высоте лопаток последней ступени компрессора, а для легкого самолета для схемы двигателя с осецентрибежным компрессором, противоточной камерой сгорания и осевой турбиной

не выполняются ограничения по минимальной высоте лопаток как компрессора, так и турбины [21, 77, 134].

Из оставшихся вариантов выбраны схемы:

- для легкого самолета – центробежный компрессор, противоточная камера сгорания, осевая турбина (ЦБК+ПРКС+ОТ);
- для административного самолета – осецентрированный компрессор, противоточная камера сгорания, осевая турбина (ОЦБК+ПРКС+ОТ);
- для регионального самолета – осевой компрессор, прямоточная камера сгорания, осевая турбина (ОК+ПМКС+ОТ).

Результаты оптимизации по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива и затраты топлива на тонна-километр, представлены в виде зависимостей оптимальных значений параметров рабочего процесса МТРДД от дальности полета для рассматриваемых самолетов (рис. 6.26-6.28). На представленных рисунках показаны также минимаксные решения по этим двум критериям.

Из представленных результатов видно, что дальность полета самолета существенно влияет на значения оптимальных параметров рабочего процесса МТРДД. Кроме того, видно, что для легких и административных самолетов оптимальные значения суммарной степени повышения давления по рассмотренным критериям  $M_{СУ+т}$  и  $S_{ТКМ}$  практически совпадают. Это объясняется влиянием малоразмерности двигателя, которая приводит к тому, что оптимальные значения суммарной степени повышения давления по обоим критериям имеют весьма низкие значения. Минимизация же значения самого критерия эффективности достигается при этом в основном за счет изменения степени двухконтурности и температуры газа перед турбиной.

На рис. 6.29...6.31 представлены сравнительные результаты влияния целевого назначения самолета на оптимальные по совокупности критериев оценки двигателя в системе ЛА (рациональные) параметры его рабочего процесса.

Результаты оптимизации показывают, что с увеличением дальности полета степень двухконтурности и суммарная степень повышения давления возрастают, степень повышения давления в вентиляторе уменьшается, а температура газа перед турбиной изменяется незначительно. Например, степень двухконтурности административного самолета с увеличением дальности полета от 500 до 4000 километров возрастает с 3,2 до 6,7 – более чем в 2 раза, тогда как у регионального

самолета при увеличении дальности с 1000 до 4000 км увеличивается с 5,8 до 7,1- всего на 22%. Это говорит о том, что с увеличением размерности двигателя дальность полета оказывает относительно меньшее влияние на его оптимальные параметры рабочего процесса. С увеличением дальности полета для любой схемы двигателя разница в оптимальных значениях параметров по различным критериям эффективности уменьшается. Это объясняется тем, что с ростом дальности полета преобладающим на оптимальные параметры рабочего процесса оказывается влияние топливной эффективности (удельного расхода топлива) двигателя по сравнению с его массой (удельной массой).

Эти результаты показывают, что целевое назначение самолета существенно влияет на оптимальные параметры рабочего процесса силовой установки с ТРДД. В свою очередь, параметры рабочего процесса и размер двигателя определяют наиболее рациональную его конструктивную схему.

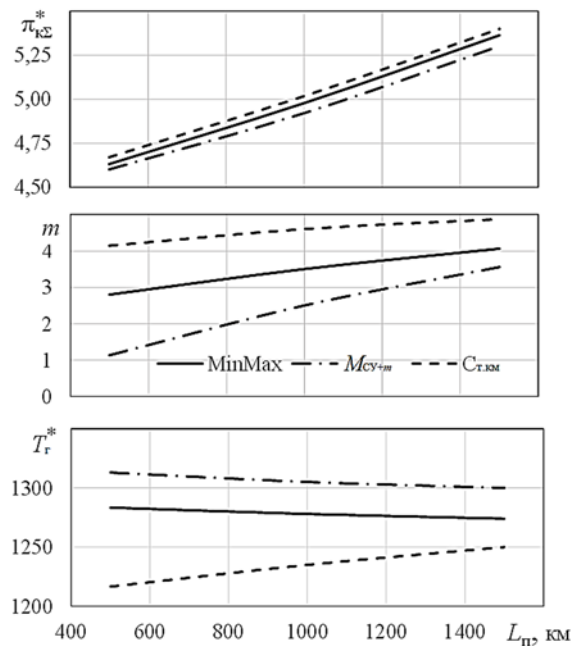


Рис. 6.26. Зависимость рациональных параметров МТРДД (ЦБК + ПРКС+ОТ) легкого самолета от дальности полета

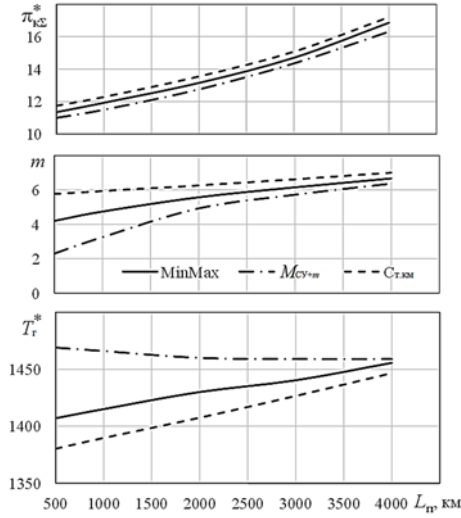


Рис. 6.27. Зависимость рациональных параметров МТРДД (ОЦБК + ПРКС+ОТ) административного самолета от дальности полета

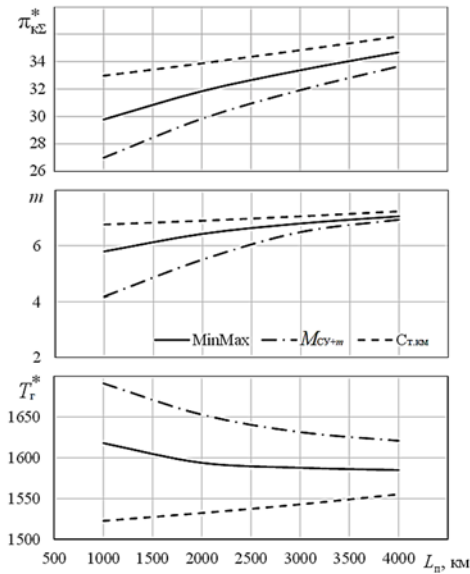


Рис. 6.28. Зависимость рациональных параметров МТРДД (ОК + ПМКС+ ОТ) регионального самолета от дальности полета



Рис. 6.29. Зависимость рациональной степени повышения давления от дальности полета для разных типов самолетов

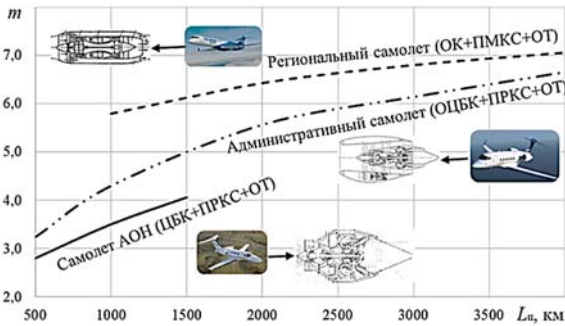


Рис. 6.30. Зависимость рациональной степени двухконтурности от дальности полета для разных типов самолетов

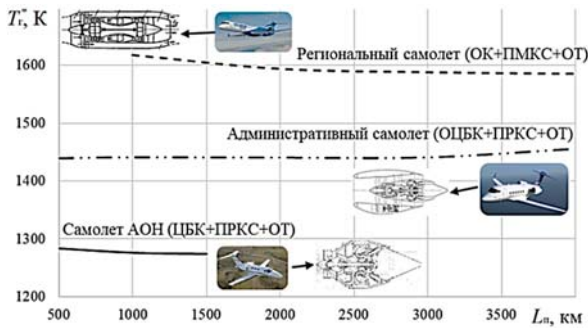


Рис. 6.31. Зависимость рациональной температуры газа перед турбиной от дальности полета для разных типов самолетов

С целью обеспечения максимальной эффективности малоразмерных газотурбинных двигателей целесообразно проводить оптимизацию параметров их рабочего процесса и обоснованный выбор наиболее рациональных конструктивных схем одновременно, причем делать это необходимо по критериям оценки двигателя в системе ЛА.

Установлено, что для легкого самолета наиболее рациональной является схема с центробежным компрессором, противоточной камерой сгорания и осевой турбиной, для административного самолета – схема с осецентробежным компрессором, противоточной камерой сгорания и осевой турбиной, а для регионального самолета – схема с осевым компрессором, прямоточной камерой сгорания и осевой турбиной.

Представленные закономерности влияния размерности, назначения летательного аппарата, дальности полета на оптимальные параметры и рациональные схемы турбокомпрессора малоразмерных ТРДД показывают, что с увеличением дальности полета оптимальные значения суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности возрастают, значения оптимальной температуры газа перед турбиной изменяются незначительно. Дальность полета оказывает относительно меньшее влияние на параметры рабочего процесса с увеличением размерности ТРДД.

## Глава 7

### МАЛОРАЗМЕРНЫЕ ТРД

Начальный период использования ГТД в военной и гражданской авиации в основном строился на основе турбореактивных двигателей (ТРД). Это отечественные истребители Як-15, МиГ-9, МиГ-15, бомбардировщики Ил-28, ЗМ, Ту-16, первый в мире реактивный пассажирский самолет Ту-104. В дальнейшем развивались главным образом форсажные турбореактивные двигатели (ТРДФ), которые практически до 90-х годов были основой военной истребительной авиации, т.к. сверхзвуковая скорость ЛА позволяет эти двигатели эффективно использовать. При этом следует иметь в виду, что экономичность ТРД и особенно ТРДФ на дозвуковых скоростях полета весьма плохая. Поэтому эти двигатели с появлением двухконтурных турбореактивных двигателей в дозвуковой полноразмерной авиации не применяются с конца 50-х годов.

Развитие малоразмерных ТРД шло по естественному пути – наиболее полного удовлетворения требованиям, предъявляемым со стороны ЛА. Наиболее важными среди них являются: простота конструкции, малая масса, небольшие габариты и низкая стоимость.

ТРД, как наиболее простой газотурбинный двигатель, отвечает этим требованиям. Применение на большинстве МТРД центробежной ступени компрессора позволило сократить длину двигателя, уменьшить количество осевых ступеней компрессора, снизить стоимость. Перечисленные факторы во многом способствовали увеличению количества фирм разработчиков и производителей малоразмерных ТРД. Низкая стоимость, удобство применения во многом способствовали тому, что ТРД являются одной из самых многочисленных групп малоразмерных ГТД.

Ниже в разделе 7.1 будут приведены некоторые из таких фирм, их двигатели, параметры и применение.

## 7.1. Производители малоразмерных ТРД

Основными фирмами, занимающимися в больших объемах производством малоразмерных турбореактивных двигателей, являются Williams International, Microturbo, Teledyne, Hamilton Sundstrand, Turbomeca и другие.

### ТРД с тягой до 5 кН

- Hamilton Sundstrand (TJ-50, TJ-50M);
- АО «PBS Velká Bíteš» (TJ23U, TJ40, TJ80);
- Agilis Engines (TJ60, TJ80, TJ75, TJ400);
- Williams International (WJ119-2, J400-WR-104, J400-WR-404);
- ОАО СКБ «Турбина» (ТД-30);
- МКБ «Гранит» (МД-45, МД-120);
- Microturbo (TRS 18-1, TRI 40-4, TRI 60-1, TRI 60-2, J403-MT-400, TRI 60-3, TRI 60-5);
- Westinghouse (J32-WE-5);
- Mitsubishi (TJM3, TJM4); КИИ (KJ12);
- Allison (J104-AD-100);
- Teledyne CAE (J402-CA-700, J402-CA-100-2, J402-CA-100-9B, J402-CA-400, J402-CA-401);
- Turbomeca (Marbore 2, -2A, -2C, -2F, -6, -6F, -6C, Arbizon 3, -3B2, -3D);
- Continental (J69-T-7, -9, -17, -25);
- Armstrong Siddely (Adder).

В табл. 7.1 приведено 50 наименований малоразмерных ТРД этих фирм с указанием тяги, года начала серийного производства и летательного аппарата, для которого они предназначены. Двигатели в таблице охватывают диапазон тяг до 5 кН.

Таблица 7.1. Малоразмерные ТРД с тягой до 5 кН

Двигатель (фирма)	Тяга, взл., кН	Год	Применение
<b>TJ23U</b> (Velka Bites)	0,21		Мишени, средства разведки
<b>TJ 50</b> (Hamilton Sundstrand)	0,245	1999	ADM-160A, MALD (Miniature Air-Launched Decoy)



Продолжение табл. 7.1

<b>TJ60</b> (Agilis Engines)	0,267		
<b>TJ80</b> (Agilis Engines)	0,320		
<b>TJ75</b> (Agilis Engines)	0,334		
<b>ТД-30</b> (ОАО СКБ «Турбина»)	0,361	2013	Сверхлегкие БПЛА
<b>TJ40</b> (Velka Bites)	0,395		
<b>WJ119-2</b> (Williams International)	0,467		
<b>TJ 50M</b> (Hamilton Sundstrand)	0,53	2002	Maniature Air-Launched Interceptor
<b>МД-45</b> («Гранит»)	0,62	1969	БПЛА «Крыло»
<b>TJ-150</b> (Pratt & Whitney)	0,67	2007	ADM-160B, ADM-160C
<b>TJ80</b> (Velka Bites)	0,900		
<b>J400-WR-104</b> (Williams International)	1,068		
<b>J400-WR-404</b> (Williams International)	1,068		
<b>TRS18-1</b> (Microturbo)	1,157	Сеп. 1970	BD5J одноместный Jet. Microjet и Various Drone RPVs
<b>МД-120</b> («Гранит»)	1,2	1993	БПЛА «Дань» («Дятел»)
<b>J32-WE-5</b> (Westinghouse)	1,223		-
<b>KJ12</b> (КИИ)	1,468		
<b>Palas</b> (Turbomeca)	1,600	1950	Miles Sparrow Jet Short SB.4 Sherpa
<b>TJ400</b> (Agilis Engines)	1,793		
<b>TJM3</b> (Mitsubishi)	1,962		Target drone
<b>J104-AD-100</b> (Allison)	2,157		
<b>TJM4</b> (Mitsubishi)	2,842		
<b>J402-CA-700</b> (Teledyne CAE)	2,847		MQM-107A/C, XAGM-130TJ
<b>J402-CA-100-2</b> (Teledyne CAE)	3,025		AGM-158A
<b>J402-CA-100-9B</b> (Teledyne CAE)	3,025		AGM-158A
<b>J402-CA-400</b> (Teledyne CAE)	3,025		AGM-84A/B/C/D/E/F/G/H, RGM-84A/B/C/D/E/F, UGM-84A/B/C/D

Продолжение табл. 7.1

<b>J402-CA-401</b> (Teledyne CAE)	3,025		RGM-109H, UGM-84A/B/C/D/E/F/H, UGM-109H, AGM-109C/H/I/J/K/L (not produced), RGM-109E (candidate engine), UGM-109E (candidate engine)
<b>4002</b> (Fiat)	3,25		
<b>MC-750</b> (Maverik)	3,336	1999	
<b>TRI 40-4</b> (Microturbo)	3,336	1999	NSM
<b>TOLOO-4</b> (AIO)	3,45	2016	
<b>TRI 60-1</b> (Microturbo)	3,501	1974	Sea Eagle
<b>TRI 60-2</b> (Microturbo)	3,701		MQM-107B, RBS 15M
<b>Marbore 2</b> (Turbomeca)	3,923	1950	Eclipse 500, BQM-145A MR
<b>Marbore 2A</b> (Turbomeca)	3,923		CM-170-1, CM-173, Sagittario, Noratlas N-2504/-2506/-2508
<b>Marbore 2C</b> (Turbomeca)	3,923		3M10, Sagittario
<b>Marbore 2F</b> (Turbomeca)	3,923		Тактические крылатые ракеты, Sagittario
<b>Arbizon 3</b> (Turbomeca)	3,924	1970	Otomat
<b>J69-T-3</b> (Continental)	3,928		Eclipse 500
<b>TJ40</b> (Velka Bites)	3,95		
<b>J403-MT-400</b> (Microturbo)	4,003		C-22L, BQM-126A (not produced)
<b>J402-CA-100-9B</b> (Teledyne CAE)	3,025		AGM-158A
<b>J402-CA-400</b> (Teledyne CAE)	3,025		AGM-84A/B/C/D/E/F/G/H, RGM-84A/B/C/D/E/F, UGM-84A/B/C/D
<b>J402-CA-401</b> (Teledyne CAE)	3,025		RGM-109H, UGM-84A/B/C/D/E/F/H, UGM-109H, AGM-109C/H/I/J/K/L (not produced), RGM-109E (candidate engine), UGM-109E (candidate engine)
<b>4002</b> (Fiat)	3,25		
<b>MC-750</b> (Maverik)	3,336	1999	
<b>TRI 40-4</b> (Microturbo)	3,336	1999	NSM

Окончание табл. 7.1

<b>TOLOO-4</b> (AIO)	3,45	2016	
<b>TRI 60-1</b> (Microturbo)	3,501	1974	Sea Eagle
<b>TRI 60-2</b> (Microturbo)	3,701		MQM-107B, RBS 15M
<b>Marbore 2</b> (Turbomeca)	3,923	1950	Eclipse 500, BQM-145A MR
<b>Marbore 2A</b> (Turbomeca)	3,923		CM-170-1, CM-173, Sagittario, Noratlas N-2504/-2506/-2508
<b>Marbore 2C</b> (Turbomeca)	3,923		3M10, Sagittario
<b>Marbore 2F</b> (Turbomeca)	3,923		Тактические крылатые ракеты, Sagittario
<b>Arbizon 3</b> (Turbomeca)	3,924	1970	Otomat
<b>J69-T-3</b> (Continental)	3,928		Eclipse 500
<b>TJ40</b> (Velka Bites)	3,95		
<b>J403-MT-400</b> (Microturbo)	4,003		C-22L, BQM-126A (not produced)
<b>TRI 60-3</b> (Microturbo)	4,005		(см. J403-MT-400)
<b>Arbizon 3B2</b> (Turbomeca)	4,035	1978	Otomat
<b>J69-T-7</b> (Continental)	4,092		
<b>J69-T-9</b> (Continental)	4,092		
<b>Arbizon 3D</b> (Turbomeca)	4,164	1978	Otomat
<b>TRI 60-5</b> (Microturbo)	4,404	1990	Eclipse 500, MQM-107D/E, Skua, Lakshya
<b>Adder</b> (Armstrong Siddely)	4,448	1951	SAAB
<b>J69-T-17</b> (Continental)	4,448		
<b>J69-T-25</b> (Continental)	4,559		
<b>Marbore 6</b> (Turbomeca)	4,706	1959	HA-200E
<b>Marbore 6F</b> (Turbomeca)	4,706		-
<b>Marbore 6C</b> (Turbomeca)	4,715		CM-170-2/-3, CM-175

Ряд двигателей из этой таблицы представлен ниже с более подробным описанием.

### TJ23U



Малый турбореактивный двигатель, создан АО «PBS Velká Bíteš» с использованием технологии «больших» двигателей. Состоит из одноступенчатого радиального компрессора, радиального и осевого диффузора, кольцевой камеры сгорания и одноступенчатой осевой турбины.

Двигатель управляется цифровой электронной системой, встроенной вместе с топливным насосом и двумя электромагнитными клапанами. Запуск электрический. Подшипники скольжения смазываются смесью топлива и 3% масла. Внешний вид двигателя и ЛА, для которых он предназначен, показаны на рис. 7.1. Топливный насос и свеча зажигания встроены в корпус камеры сгорания.



Рис. 7.1. ТРД TJ23U и его применение

Основные параметры двигателя TJ23U [186]:

тяга на взлетном режиме, кН .....	0,210;
удельный расход топлива, кг/(кН·ч) .....	165;
длина, мм.....	316;
диаметр, мм .....	121;
масса (сухая), кг .....	2,1;
максимальная частота вращения ротора, об/мин.....	12200;
максимальная высотность, м .....	6000;
максимальная скорость .....	0,6М;
топливо .....	Jet A1 или эквивалент с 3% турбинного масла,
.....	или дизельное топливо с 3% турбинного масла;
масло .....	MIL-L-23699.

## TJ40

Турбореактивный двигатель TJ40 (рис. 7.2) был разработан для планеров, самолетов, моделей и некоторых БПЛА. Двигатель получил награду на выставке IDET 2015 в Брно, Чешская Республика.



Рис. 7.2. ТРД TJ40 и его применение

Основные параметры двигателя TJ40 [201]:

тяга на взлетном режиме, кН .....	0,395;
удельный расход топлива, кг/(кН·ч) .....	149;
длина, мм.....	373;
диаметр, мм .....	147;
масса (сухая), кг .....	3,8;
максимальная частота вращения ротора, об/мин.....	98000;
максимальная высотность, м .....	9000;
максимальная скорость .....	0,9М.

## TJ80

Турбореактивный двигатель TJ80 (рис. 7.3) предназначен для ракет, беспилотных мишеней и некоторых БПЛА.



Рис. 7.3. ТРД TJ80 и его применение

Основные параметры двигателя ТЈ80 [202]:

тяга на взлетном режиме, кН .....	0,900;
удельный расход топлива, кг/(кН·ч) .....	123;
расход воздуха, кг/с .....	1,47;
длина, мм.....	514;
диаметр, мм .....	285;
масса (сухая), кг .....	12;
максимальная частота вращения ротора, об/мин.....	58000;
максимальная высотность, м .....	10000;
максимальная скорость .....	0,9М.

ТЈ 50



**Hamilton Sundstrand**

A United Technologies Company

Корпорация Hamilton Sundstrand, штаб-квартира которой находится в Виндзор Локс, штат Коннектикут, США, является дочерней компанией корпорации United Technologies и была сформирована в 1999 г. в результате объединения Hamilton Standard с Sundstrand Corporation для производства высокотехнологичной аэрокосмической и промышленной продукции.

Hamilton Sundstrand – Power Systems, расположенная в Сан-Диего, Калифорния, США, проектирует, производит и поддерживает широкий спектр ВГТД для ВВС, самолетов бизнес-класса и региональных самолетов, а также для высокопроизводительных вентиляторов и системы контроля.

Двигатель ТЈ 50 приведен на рис. 7.4. Фирма Hamilton Sundstrand разрабатывала его с начала 1990-х гг. для крылатой ракеты ADM-160А. Она предназначена для постановки помех, имитации полета боевого самолета, в роли мишени или ложной цели.

Ротор двигателя, включающий радиальные одноступенчатые компрессор и турбину, вращается с частотой 130000 об/мин (рис. 7.5).

На рис. 7.5 показан внешний вид микродиффузора для ЦБК.

Для изготовления выходного устройства использованы керамические материалы.

На рис. 7.7 показана ракета ADM-160А, а на рис. 7.8 ее компоновочная схема.



Рис. 7.4. ТРД ТЖ 50 и расчетные сечения

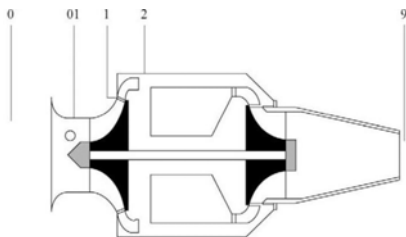


Рис. 7.6. Схема проточной части



Рис. 7.5 Микродиффузор ТЖ 50



Рис. 7.7 Крылатая ракета ADM-160A

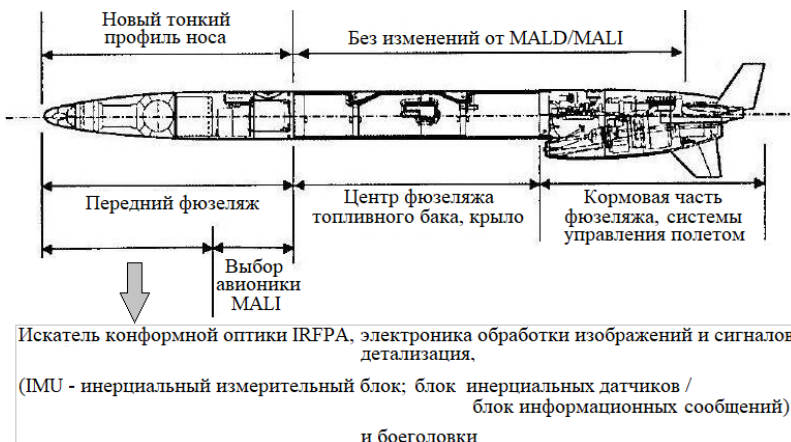


Рис. 7.8. Компоновочная схема крылатой ракеты ADM-160A

Основные параметры двигателя ТЈ 50 [159, 204]:

тяга на взлетном режиме, кН ..... 0,245;  
 удельный расход топлива (взл. режим), кг/(кН·ч).....143;  
 длина, мм.....305;  
 диаметр, мм .....176;  
 масса (сухая), кг .....6.

Более мощная (тяга 0,53 кН) модификация двигателя ТЈ-50М, позволяющая развивать скорость чуть более звуковой, разработана для перехватчика дозвуковых (стратегических) крылатых ракет МАLI (Maniature Air-Launched Interceptor), созданного на базе ADM-160.

Для ракеты Raytheon ADM-160В, аналогичной по конфигурации с ADM-160А, но имеющей поперечное сечение фюзеляжа трапециевидной формы и более тяжелой, компанией Hamilton Sundstrand был создан ТРД ТЈ-150 – более мощный вариант ТЈ 50. Первый ADM-160В был поставлен весной 2009 г.

## ТЈ60/ТЈ400



Компания Agilis Engineering, Inc была основана в 1993 г. Компания базируется в Palm Beach Gardens, Флорида. Основу компании составили бывшие сотрудники Pratt & Whitney. Основные разработки фирмы приведены в табл. 7.2.

Таблица 7.2. Основные разработки ТРД компании

ТРД	$P_{\text{взл}}$ , кН	$C_{\text{уд взл}}$ , кг/кН·ч	$P_{\text{кр}}$ , кН	$C_{\text{уд кр}}$ , кг/кН·ч	$L$ , мм	$D$ , мм	$M_{\text{дв}}$ , кг
ТЈ60	0,27	126,5	0,013	153	342	127	4,08
ТЈ75	0,33	126,5	0,21	153	342	177,8	4,536
ТЈ80	0,32	126,5	0,21	153	342	127	4,08
ТЈ400	1,793	91,8	--	-	762	381	62

## ТД-30



ОАО «Специальное конструкторское бюро «Турбина» (СКБ «Турбина», г. Челябинск) разработало малогабаритный турбореактивный



двигатель (МТРД) для установки на беспилотных летательных аппаратах (БЛА). МТРД пока под условным обозначением ТД-30 успешно прошел этап стендовых наземных испытаний. Двигатель ТД-30 был представлен на международной выставке «Оборонэкспо-2014» (рис. 7.9).

Основные технические характеристики по результатам стендовых испытаний [211]:

тяга на взлетном режиме, кН .....	0,361;
удельный расход топлива (взл. режим), кг/(кН·ч).....	160;
расход воздуха, кг/с .....	0,62;
степень повышения давления в компрессоре.....	3;
удельная тяга, (кН·с)/кг воздуха.....	0,582;
сухая масса двигателя (без стендовых систем), кг.....	17;
частота вращения ротора, об/мин .....	59200;
удельная масса, кг/Н .....	0,047.

Расчетная тяга при повышении частоты вращения ротора до 70000 об/мин составит 0,580 кН при стандартных атмосферных условиях  $H = 0$  и  $M = 0$ .

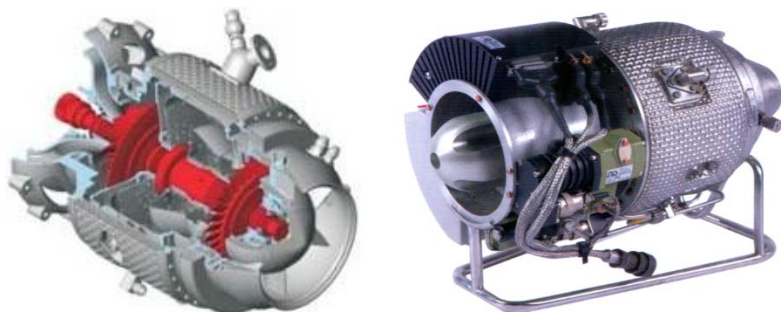


Рис. 7.9. Внешний вид ТРД ТД-30

## МД-45



Разработчик: МКБ «Гранит». Изготовитель: «Салют». Год освоения: 1978.

Малоразмерный короткоресурсный ТРД тягой 0,62 кН (рис. 7.10) с осецентрированным компрессором, КС и одноступенчатой турбиной.

Разрабатывался с 1969 г. для легкого реактивного беспилотного разведчика «Крыло» (рис. 7.11). Проходил испытания с 1978 г.

Основные технические характеристики по результатам стендовых испытаний [218]:

тяга на взлетном режиме, кН .....	0,62;
удельный расход топлива (взл. режим), кг/(кН·ч).....	127,37;
расход воздуха, кг/с .....	1,27;
степень повышения давления в компрессоре .....	3,8;
частота вращения ротора, об/мин .....	48000;
диаметр, мм .....	245;
длина, мм.....	848;
сухая масса двигателя, кг .....	26;
удельная масса, кг/Н .....	0,0419.

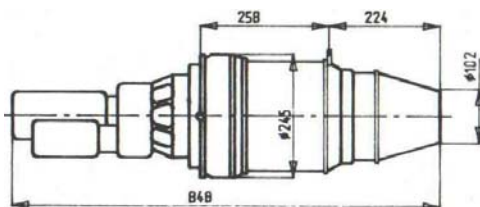


Рис. 7.10. Малоразмерный ТРД МД-45



Рис. 7.11. Беспилотный разведчик «Крыло»

## МД-120



Разработчик: МКБ «Гранит». Изготовитель: ПМЗ, «Салют». Год освоения: 1993.

Малоразмерный короткоресурсный ТРД тягой 1,176 кН (рис. 7.12) с осецентрированным компрессором (одна ступень осевая и одна центробежная), кольцевой КС и одноступенчатой турбиной. Разработан для тактического беспилотного самолета-разведчика и воздушной мишени «Дань» («Дятел») (рис. 7.13). С 1993 г. находится в серийном производстве. Состоит на вооружении и предлагается на экспорт в составе БПЛА «Дань» и «Дань-М».

Основные технические характеристики по результатам стендовых испытаний [218]:

тяга на взлетном режиме, кН .....	1,176;
удельный расход топлива (взл. режим), кг/(кН·ч).....	110,39;
расход воздуха, кг/с .....	2,1;
степень повышения давления в компрессоре .....	7;
диаметр, мм .....	265;
длина, мм.....	1290;
сухая масса двигателя, кг .....	35;
удельная масса, кг/Н .....	0,0292.

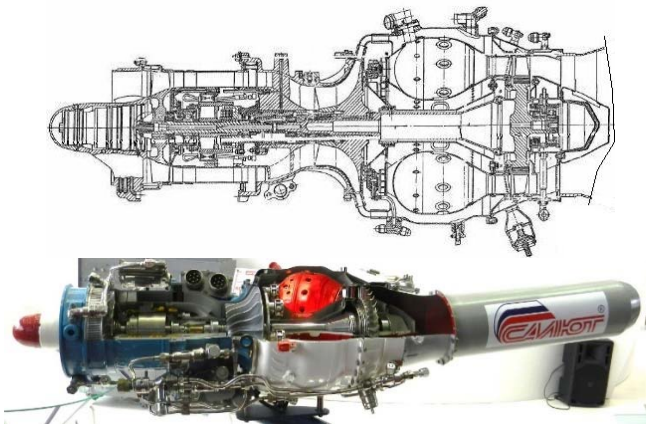


Рис. 7.12. Малоразмерный ТРД МД-120



Рис. 7.13. Воздушная мишень «Дань»

## TJ-150



ТРД TJ-150, показанный на рис. 7.14, разработан фирмой Pratt & Whitney для летательных аппаратов с минимальными поперечными размерами для легких ракет-приманок РЭБ. Ракеты имитируют радиолокационную сигнатуру американских самолетов и самолетов союзников и забивают каналы обнаружения и наведения РЛС противника. Изделие весит менее 136 кг, дальность полета около 500 морских миль (926 км), продолжительность полета 90 минут. Имитирует до 140 истребителей. Ракета-помеха Miniature Air-Launched Decoy (MALD)-J (рис. 7.15) является развитием ракеты-приманки ADM-160. Также используется для ракеты MBDA (UK) SPEAR 100B [180, 187].

В 2007 г. состоялся первый полет MALD с TJ-150. В 2014 г. был изготовлен тысячный MALD-J Delivered с двигателем TJ-150 для ВВС США.

Компрессор – одноступенчатый.

Камера сгорания – кольцевая, противоточная, использующая «простое распылительное кольцо с уникальной системой впрыска топлива».

Турбина – радиальная, одноступенчатая.

Система управления – FADEC (Full Authority Digital Engine Control).

Время работы двигателя – до 2 ч.



Рис. 7.14. ТРД TJ-150

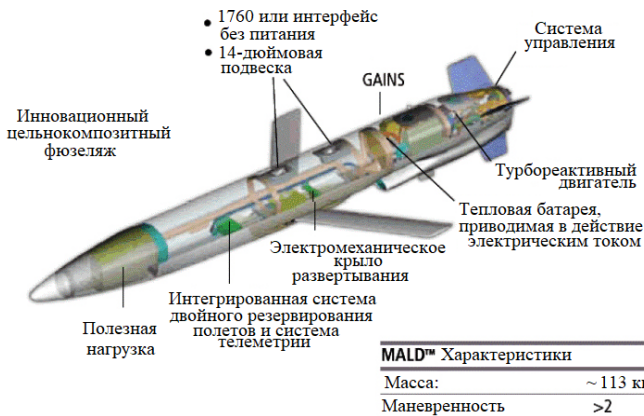


Рис. 7.15. Ракета для создания помех MALD

## TJ100



Компания První brněnská strojírna (PBS) Velká Bíteš (Чешская Республика) производит малоразмерные ТРД TJ50 – TJ100 для военного (UAV, UCAV, БПЛА) и гражданского (одноместные мотопланеры (рис. 7.17)) применения.

TJ100 (рис. 7.16, 7.18, 7.19) – это однороторный ТРД с одноступенчатым центробежным компрессором, кольцевой камерой сгорания и одноступенчатой осевой турбиной. Система управления – электрон-

тронная FADEC. Система запуска – с электрическим стартером-генератором мощностью 800 Вт.

Основные параметры двигателя TJ100 [200]:

тяга на взлетном режиме, кН .....	1,0;
удельный расход топлива (взл. режим), кг/(кН·ч).....	120;
расход топлива, кг/ч .....	128;
расход масла, мл/ч .....	180;
длина, мм.....	585;
диаметр, мм .....	272;
масса (сухая), кг .....	16.

Для защиты вертикального стабилизатора планера от воздействия горячего газа в конструкции некоторых двигателей было использовано раздвоенное выходное устройство.

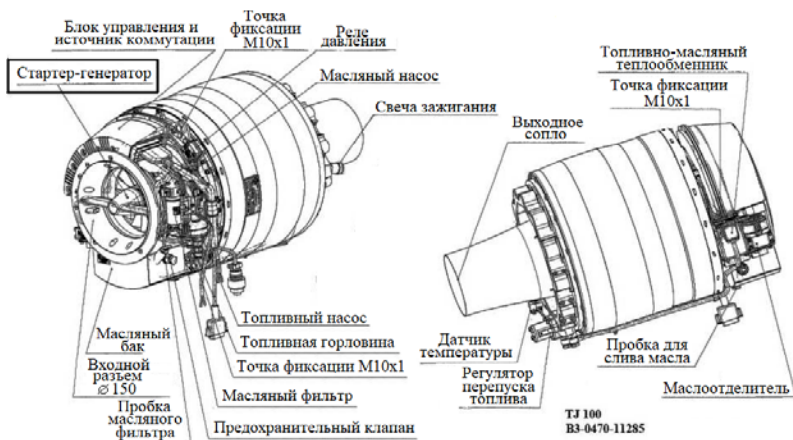


Рис. 7.16. ТРД TJ100



Рис. 7.17. Мотопланер Let Blanik L-13 TJ



Рис. 7.18. Выходное устройство с разделением потока



Рис. 7.19. Внешний вид ТРД ТУ100

## Palas



Palas (рис. 7.20), затем Marbore I и II были созданы в 1950 г. В это время компания Turbomeca передала лицензии компаниям Blackburn в Соединенном Королевстве и Continental Aviation & Engineering Corporation в Соединенных Штатах на производство этих двигателей.

Первые испытания Palas были проведены в сентябре 1950 г.

На рынок были выпущены две версии этого ТРД:

- PALAS I тягой 1,47 кН;
- PALAS II тягой 1,57 кН.

Основные параметры двигателя Palas II [206]:

тяга на взлетном режиме, кН .....	1,57;
удельный расход топлива (взл. режим), кг/(кН·ч).....	121;
расход воздуха, кг/с .....	3,2;
степень повышения давления воздуха .....	3,95;
масса (сухая), кг .....	72;
длина, мм.....	1200;
диаметр, мм .....	405;
максимальная частота вращения ротора, об/мин.....	33800.

Компрессор – центробежный одноступенчатый с 16 алюминиевыми лопатками.

Камера сгорания – кольцевого типа с распределением топлива, осуществляемым с помощью вращающейся форсунки. Эта форсунка закреплена на валу турбины, на котором фиксируется компрессор. На периферии форсунка имеет ряд топливных каналов. Расход топлива

регулируется байпасным клапаном. Топливный насос Turbomesa с максимальным давлением 392 кПа.

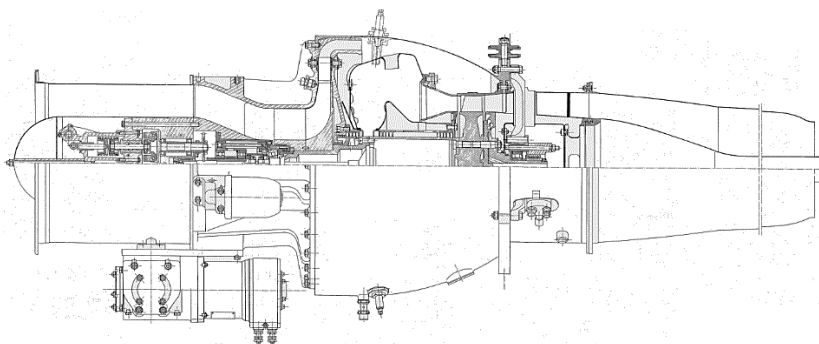


Рис. 7.20. Конструктивная схема ТРД Palas 600

Турбина – одноступенчатая с 24 (или 25) лопатками. Сопловой аппарат имеет 20 лопаток. Максимальная температура составляет 973 К перед турбиной и 873 К после нее.

*Система запуска.* Для запуска двигатель может быть оснащен электрическим стартером Air Equipment (24 вольта) или системой запуска сжатым воздухом.

Зажигание производится с помощью двух свечей, которые в последних версиях были оснащены инжекционным устройством для непосредственного запуска на керосине.

Для крепления двигателя используются трехопорные точки: две над компрессором, одна за камерой сгорания.

Turbomesa Palas производится по лицензии фирмой Blackburn под названием Palas 600.

Применение:

SIPA S-200 MiniJet (рис. 7.21), MILES M-77 Sparrow Jet (рис. 7.22), SHORT Sherpa SB-4 (рис. 7.23), Somers-Kendall SK-1, CAPRONI F.5, PAYEN PA 49 Katy, IKARUS, CCV6 Canguro Palas, а также в качестве дополнительных двигателей для Curtiss commando C46, Douglas DC-3, SO30P Bretagne.





Рис. 7.21. SIPA S-200  
MiniJet



Рис. 7.22. MILES M-77  
Sparrow Jet



Рис. 7.23. SHORT Sherpa SB-4

## TOLOO-4



Иранская Aviation Industries Organization была создана в 1966 г. с целью планирования, контроля и управления военной авиационной промышленностью Ирана.

На МАКС-2017 был представлен малоразмерный ТРД TOLOO-4 (рис. 7.24), имеющий трехступенчатый осевой компрессор, кольцевую камеру сгорания и одноступенчатую турбину. Система управления – гидروпневматическая. Ресурс двигателя составляет 20 ч или 50 запусков.

Основные параметры двигателя TOLOO-4 [54]:

тяга на взлетном режиме, кН .....	3,45;
удельный расход топлива (взл. режим), кг/(кН·ч) .....	130;
расход воздуха, кг/с .....	6,1;
степень повышения давления воздуха .....	3,65;
масса (сухая), кг .....	55,9;
длина, мм .....	1130 – 1330;
диаметр, мм .....	330;
максимальная частота вращения ротора, об/мин .....	28500;
максимальная высотность, м .....	3000.



Рис. 7.24. Внешний вид ТРД TOLOO-4

## TRS 18



Разработанный в середине 1970-х гг. Microturbo TRS18 (рис. 7.25) представляет собой небольшой турбореактивный двигатель, предназначенный для пилотируемых и БПЛА. Двигатель использует классическую компоновку с противоточной КС. Основной вал установлен на лепестковых подшипниках с угловым контактом. Этот двигатель, возможно, является развитием разработок подразделения Plessey Solent. Это относительно редкий двигатель, но идеально подходит для самодельных проектов самолетов и проектов наземного применения. Один из немногих в своем классе тяги, сопоставимый по размерам и массе с ТРД NPT301 Noel Penny Turbines, который применен на двухдвигательном Leopard. Другие конкуренты – Williams WJ24 и KHD T117.

Тяга двигателя – до 1,20 кН.

Частота вращения ротора – 44000 – 47000 об/мин.

Масса – 38 кг.

Компрессор – одноступенчатый, центробежный.

Камера сгорания – кольцевая противоточная с 10 горелками.

Турбина – осевая одноступенчатая.

На рис. 7.26 показаны элементы конструкции.

Стартер-генератор во входной части с редукторным приводом от основного вала. Электрозапуск.

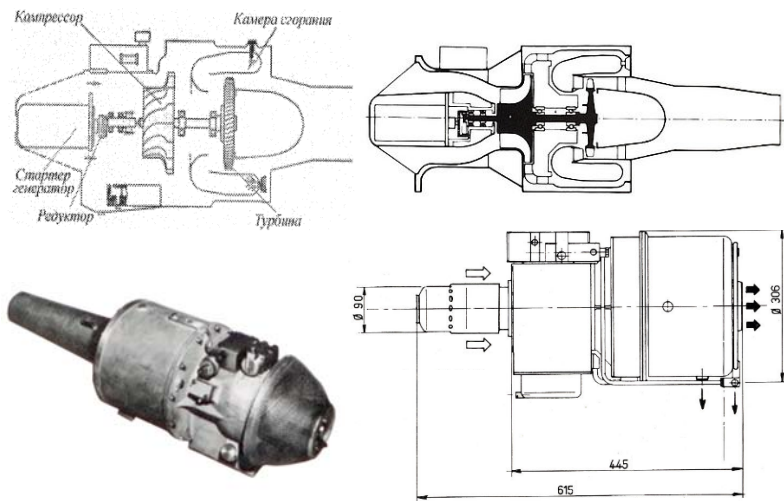


Рис. 7.25. ТРД TRS 18-046



Рис. 7.26. Элементы конструкции ТРД TRS 18

Топливная система – топливный насос с механическим приводом или электрический насос.

Электронная система контроля.

Масляная система замкнутая, приводной насос, встроенный в бак, масло – Aeroshell 390, MIL-L-7808.

Применение: одноместный самолет BD5J, Falconet Target Drone (рис. 7.27).

Серия малоразмерных однороторных турбореактивных двигателей Microturbo TRI 60 в классе тяги от 3,36 до 5,56 кН (табл. 7.3), предназначенных для больших объемов производства по оптимальной цене и с высоким соотношением тяги к массе, была первой силовой установкой Microturbo, использующей осевой компрессор и кольцевую камеру сгорания. Двигатель идеально подходит для военного применения для беспилотных летательных аппаратов, крылатых ракет, противокорабельных ракет и дистанционно пилотируемых транспортных средств [203].

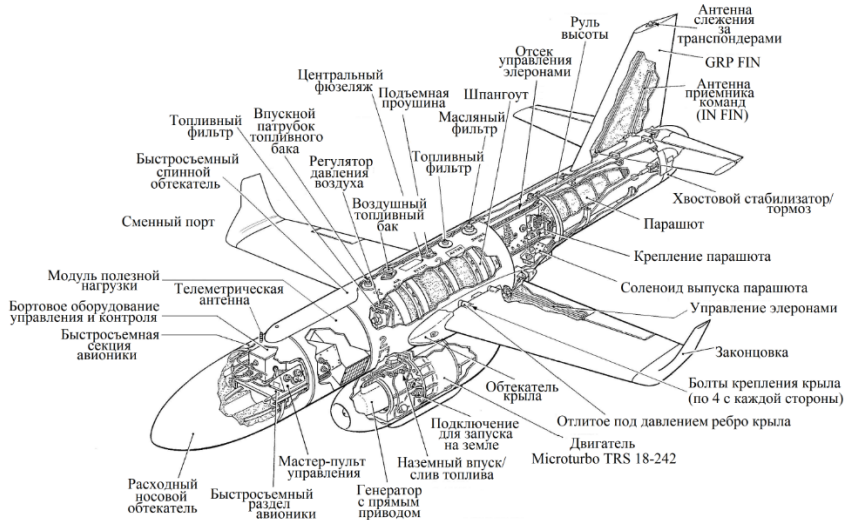


Рис. 7.27. Falconet Target Drone

Первые демонстрационные испытания двигателя начались в 1974 г. Первое поколение двигателей, «трехосевых» двигателей, было названо так, потому что в них было всего три простых ступени компрессора. В двигателе всего 20 основных компонентов.

В конце 1980-х годов возникла необходимость в аналогичном, но более мощном двигателе для следующего поколения крылатых ракет

и беспилотных летательных аппаратов. Microturbo разработало «Quadri-axial» класс двигателей TRI 60. Они увеличили расход воздуха через двигатель и добавили четвертую ступень компрессора (отсюда и название). В классе «Quadri-axial» есть два варианта: «-20» и «-30». «-30» нацелен на применение на крылатой ракете, а «-20» – на БПЛА. Единственное существенное различие между ними состоит в том, что «-20» имеет уменьшенную тягу для увеличения срока службы двигателя.

Серия двигателей Microturbo TRI 60 была разработана по контракту Дирекцией Recherches et Moyens d'Essais, при непосредственном финансировании от правительства Франции.

Лицензиаты: Microturbo Ltd (ранее Ames Industrial Ltd), Форт Уолинг, Фарехам, Хантс, Соединенное Королевство и Microturbo Inc (ранее Microturbo North Америка), Гранд-Прери, Техас, США.

Таблица 7.3. Применение двигателей TRI 40/60

Двигатель	Тяга, кН	Применение
TRI 40	2,5-3,3	Kongsberg/MBDA NSM
TRI 60	3,5-5,3	Saab TGA
TRI 60-1	3,5	Meteor Mirach; 300 RPV/Target 1; Meteor Mirach 600 MAV
TRI 60-1 067	3,5	BAE Sea Eagle (P.3T) Противокорабельная ракета
TRI 60-2 071	3,7	Aerospatiale C.22; RPV/Drone
TRI 60-2 074	3,7	Beech MQM-107B Streaker; Missile Target
TRI 60-2 077	3,7	Saab RBS15M; Противокорабельная ракета
TRI 60-2 080	3,7	HAL PTA Drone (ранние модификации)
TRI 60-2 088	3,7	Northrop NV-144/NV-151 drone
TRI 60-2 089	3,7	Saab RBS15F/ASM15
TRI 60-2 206	4,0	БПЛА Aerospatiale C.22
TRI 60-2 227	-	Противокорабельная ракета RBS-15
TRI 60-3 097	4,0	Beech BQM-126 drone
TRI 60-30	5,3	SCALP-EG (APACHE) 1; Matra SCALP Navale 1; MBDA Storm Shadow

## Модификации

**TRI 40.** Тяга от 2,5 до 3,4 кН. Оптимизирован для нового поколения противокорабельных ракет, целевых дронов и дистанционно пилотируемых транспортных средств. Максимальная высотность TRI 40 составляет 6000 м при  $M_{\text{п}} = 0,95$ . Топливо – JP8 или JP10. Температура газа на входе в турбину составляет 1283 К, удельный расход топлива – 117,72 кг/(кН·ч), удельная тяга – 0,57...0,73 (кН·с)/кг. Существует несколько различий между TRI-40 и более старыми двигателями TRI-60. Одно из них заключается в том, что TRI-40 использует четырехступенчатый компрессор, а не 3-ступенчатый компрессор, который используют оригинальные модели TRI-60 (хотя в нескольких новых вариантах TRI-60 также используется 4-ступенчатый компрессор). Другим важным отличием является то, что система подшипников смазывается топливом, а не отдельной масляной системой. Наконец, двигатель намного более «электрический», чем TRI-60. Он имеет генератор с постоянным магнитом (270 В постоянного тока), установленный непосредственно на валу двигателя, а также систему контроля топлива, контролируруемую ECU.

**TRI 60-1** является исходной моделью двигателей в серии TRI 60.

**TRI 60-2** – модификация TRI 60-1, развивающего тягу 3,7 кН. Модель 097 под обозначением USN J403-MT-400 была выбрана для дрона модели BQM-126.

**TRI 60-3** – вариант двигателя, развивающего тягу 4,0 кН. Он использован для дрона Beech BQM-126, а также для MQM-107B BVC США.

**TRI 60-5** – вариант двигателя, имеющего тягу 4,4 кН; расход воздуха 6,7 кг/с; степень повышения давления в компрессоре 4,1. Применение – противокорабельная ракета RBS-15, а также беспилотный самолет Alenia Sky-X, БПЛА Beech MQM-107B Streaker. Вариант «5+» применен на БПЛА BQM-167 Skeeter. Двигатель модели 5+ в 2007 г. продемонстрировал возможность сверхзвукового полета. По состоянию на 2008 г. это последний трехступенчатый вариант TRI 60 в производстве.

**TRI 60-20** является TRI 60 с дополнительной четвертой ступенью компрессора. Характеристики двигателя и его тяга, а также его применение пока еще официально не доступны.

**TRI 60-30** – вариант двигателя, имеющего тягу 5,33 кН; расход воздуха 8,14 кг/с; степень повышения давления в компрессоре 6,3. Его применение – Matra SCALP / APACHE и U.K. Storm Shadow.

В табл. 7.4 приведены параметры некоторых двигателей семейства TRI.

**TR 10** должен быть интегрированной силовой установкой (IPS), которая включает в себя не только сам ТРД, но также воздухозаборник, выхлоп, топливный насос, систему запуска и воспламенитель. Он предназначен для ракеты типа MBDA's Polyphème.

Предположительно Иран приобрел много двигателей TRI-60 от Microturbo для крылатых ракет C-802, приобретенных в Китае.

**Таблица 7.4. Массогабаритные параметры и удельный расход топлива ТРД TRI 60/40**

Двигатель	Длина, мм	Диаметр, мм	Масса, кг
<b>TRI 60-2/-20/-30</b>	749/851/851	330/348/348	49/64,4/61,2
<b>TRI 40</b>	680	280	44

**Удельный расход топлива ТРД TRI 60/40**

Двигатель	Удельный расход топлива, кг/(кН·ч)
TRI 60-2	126
TRI 60-20	115
TRI 60-30	110
TRI 40	< 120

По состоянию на август 2010 г. было построено 6197 двигателей TRI 40 / TRI 60 всех модификаций. До 2019 г. планируется производство 2701 двигателей TRI 40/60 [203].

Стоимость модификаций TRI 60 составляет от 52 000 до 83 000 долларов США, а TRI 40 оценивается в 100 000 долларов США (в 2010 г.).

TRI 40/60 сталкивается с конкуренцией в классе тяги от 2,6 до 3,3 кН со стороны Williams F107 / 112, в классе тяги 3,5 кН – Turbomeca Arbizon и от 2,8 до 4,8 кН – Teledyne CAE J402.

Microturbo TRI 40/60 имеет следующие конструктивные особенности (рис. 7.28): входное устройство – кольцевой канал с центральным коком.

Компрессор – осевой трехступенчатый (четыре ступени в TRI 60-20 / 30). Степень повышения давления от 3,83 до 5,58. Легкие алюминиевые диски и статоры обрабатываются из поковок.

Камера сгорания – кольцевая бездымная с 12 форсунками и одной искровой свечой или пиропламенным воспламенителем, размещенным в стальном корпусе турбины.

Турбина – соединена с компрессором валом из IN718. Температура газа на входе (TIT) составляет приблизительно 1283 К.

Задний корпус литой и несет задний главный подшипник, топливный коллектор, форсунки и корпус турбины.

Запуск может осуществляться от воздушной турбины, пневмобаллона или пиротехнического картриджа, в зависимости от заявки.

Электронная система управления обеспечивает автоматический запуск.

Один из вариантов БПЛА приведен на рис. 7.29.

В табл. 7.5 представлен прогноз производства ТРД TRI 40/60.



Рис. 7.28. ТРД TRI 60





Рис. 7.29. БПЛА MQM-107A

Таблица 7.5. Прогноз производства TRI 40/60

Название или программа	до 2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	Всего
Microturbo Inc												
TRI 60 Military <> BQM-167A	230	44	50	41	41	38	35	35	36	37	33	390
TRI 60 Military <> Storm Shadow	759	77	69	52	50	50	0	0	0	0	0	298
TRI 60 -30 Military <> RBS15 MK 3	248	37	33	31	30	33	36	36	28	30	30	324
Всего	1237	158	152	124	121	121	71	71	64	67	63	1012
Microturbo SA												
TRI 40 Military <> MM.40 Block 3	95	59	60	60	60	60	60	60	60	60	60	599
TRI 40 Military <> NSM	101	27	31	36	39	40	40	40	40	40	0	333
TRI 60 -30 Military <> SCALP EG	419	58	58	58	58	58	51	50	0	0	0	391

TRI 60 -30 Military <> SCALP NAVALE	0	0	14	29	43	50	50	50	50	40	40	366
Всего	615	144	163	183	200	208	201	200	150	140	100	1689
Общее количество	1852	302	315	307	321	329	272	271	214	207	163	2701

### ТJMЗ



ТРД ТJMЗ (рис. 7.30) разработан компанией «Mitsubishi Heavy Industries» для берегового противокорабельного ракетного комплекса SSM-1 (Type-88), созданного для сил самообороны Японии и принятого на вооружение в 1988 г. Ракета комплекса SSM-1, представленная на рис. 7.31, разработана на базе авиационной противокорабельной ракеты ASM-1 Type-80 и отличается от прототипа наличием стартового ускорителя и турбореактивного двигателя маршевой ступени.

Основные параметры двигателя ТJMЗ [170]:

тяга на взлетном режиме, кН ..... 1,962;  
 удельный расход топлива (взл. режим), кг/(кН·ч) ..... 119;  
 степень повышения давления ..... 5,6;  
 длина, мм ..... 864;  
 диаметр, мм ..... 356;  
 масса (сухая), кг ..... 46.



Рис. 7.30. ТРД ТJMЗ



Рис. 7.31. Ракета комплекса SSM-1

Основные параметры ТРД 4002.001 (рис. 7.32):

тяга на взлетном режиме, кН.....	3,185;
удельный расход топлива (взл. режим), кг/(кН·ч).....	121;
степень повышения давления.....	4,0;
расход воздуха, кг/с.....	6,3;
температура газа на входе в турбину, К.....	1053;
частота вращения ротора, об/мин.....	25000;
длина, мм.....	885;
диаметр, мм.....	572;
масса, кг.....	88.

### Arbizon



Arbizon (рис. 7.33) – это небольшой турбореактивный двигатель, который используется для противокорабельной ракеты Otomat (рис. 7.34). Разработанный на базе Turmo, Arbizon был впервые опубликован в 1970 году французским производителем Turbomeca, к 1978 году двигатель был усовершенствован, обеспечивая тягу более 3,5 кН с установленным сроком службы 30 часов.

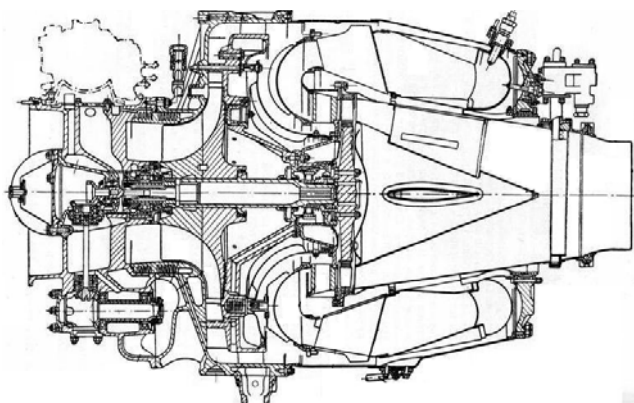


Рис. 7.32. ТРД 4002.001

Компрессор: одна ступень осевая, вторая – центробежная.  
 Камера сгорания – кольцевая.  
 Турбина – одноступенчатая.  
 Основные параметры ряда ТРД семейства Arbizon даны в табл. 7.6.

Таблица 7.6. Основные параметры ТРД Arbizon

Параметр	$n$ , об/мин	$P_{взл}$ , кН	$C_{уд\ взл}$ , кг/кН·ч	$\pi_{\kappa}^*$	$L$ , мм	$D$ , мм	$M_{дв}$ , кг
Arbizon	34000	2,54			1180	407	104
Arbizon 2			99,1				
Arbizon 3		3,73	117,5	5,5	1361	405	115
Arbizon 4		3,3					

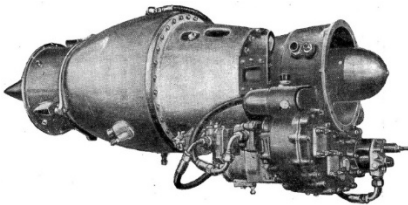


Рис. 7.33. ТРД Arbizon 3



Рис. 7.34. Противокорабельная ракета Otomat

## Marbore 2



ТРД Marbore – малоразмерный турбореактивный двигатель, производился компанией Turbomeca с 1950 до 1970-х гг. Наиболее известное его применение – Fouga Magister и Morane-Saulnier MS-760. Он был лицензирован для производства в Соединенных Штатах как Teledyne CAE J69.

Первой крупной серийной версией был Marboré 2 с максимальной тягой 3,9 кН при 22500 об/мин. Это однороторный, с центробежным компрессором турбореактивный двигатель. Расход топлива оценивался в 410 л/ч.

С 1950 по 1978 гг. было изготовлено 4344 двигателя.

Компрессор – центробежный одноступенчатый. Корпус из алюминиевого сплава.

Диффузор с радиальными и осевыми направляющими лопатками. Одностороннее рабочее колесо с прикрепленным к нему вращающимся направляющим аппаратом установлено на шлицах на полем стальном валу ротора. Передний подшипник ротора упорный шариковый, расположен перед рабочим колесом компрессора, задний – роликовый, расположен за турбиной.

Камера сгорания – кольцевая с корпусом из стали Z-10-CNT-18 и жаровой трубой из сплава никралья D. Вращающийся топливный распределитель с подачей топлива поперек потока воздуха.

Турбина – одноступенчатая. Сопловой аппарат имеет 25 пустотелых, охлаждаемых воздухом лопаток из стали Z-10-CNT-18. Диск, выполненный заодно с 37 лопатками из стали ATVS-7, крепится болтами к фланцу на заднем конце вала двигателя. На взлетном режиме температура газов перед турбиной 1073 К и за турбиной 883 К.

Реактивное сопло – нерегулируемое.

Система управления – механическая с регулятором запуска, приемистости и регулятором числа оборотов. Единый рычаг управления.

Топливная система – один топливный насос, подающий топливо под давлением 784,532 кПа через полый вал двигателя к смонтированному на валу распределительному диску с отверстиями, через которые топливо впрыскивается в камеру сгорания.

Система смазки – циркуляционная. Шестеренный насос, подающий масло под давлением 490 кПа.

Система запуска – с электростартером мощностью 1,47 кВт. Одна катушка и два воспламенителя.

Marbore 4 (рис. 7.35) – взлетная тяга 4,44 кН при  $n = 20850$  об/мин. По конструкции подобен Marbore 2, но имеет  $\pi_k^* = 3,7$ ;  $G_{\text{возд}} = 9$  кг/с;  $T_r^* = 978$  К.

Marbore 2 (рис. 7.36).

Различные модификации двигателя использовались для военных и гражданских самолетов, а также как вспомогательное и нефтяное оборудование.

Marbore 2A

В 1959 г. был создан более мощный (4,8 кН) Marbore 6. Расход топлива был лишь немного больше (450 л/ч). Т.е. было увеличение тяги на 23% при увеличении потребления топлива на 9%.

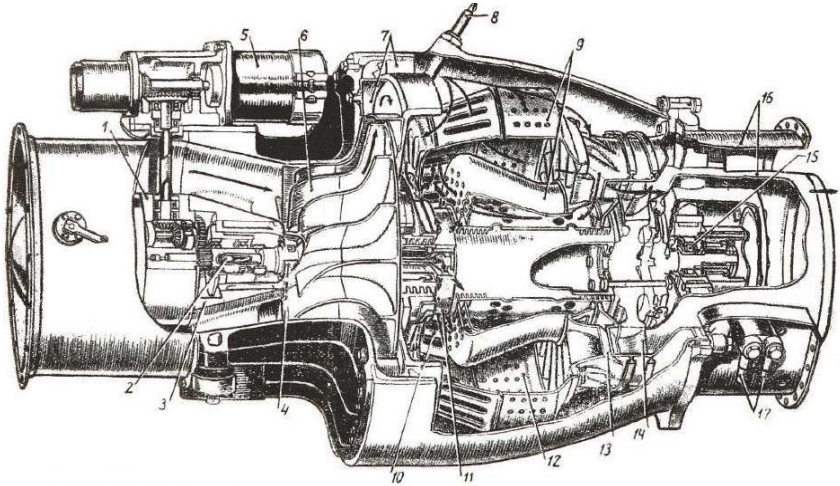


Рис. 7.35. ТРД Marbore 4:

1 – корпус привода вспомогательных агрегатов; 2 – подача топлива через полый вал компрессора; 3 – корпус переднего подшипника; 4 – передний подшипник; 5 – электростартер; 6 – рабочее колесо центробежного компрессора (из двух частей); 7 – лопатки диффузора; 8 – пусковой воспламенитель; 9 – жаровая труба; 10 – первичная зона; 11 – вращающийся распределитель топлива; 12 – вторичная зона; 13 – полые охлаждаемые сопловые лопатки; 14 – рабочее колесо турбины; 15 – задний подшипник; 16 – передний наружный и внутренний корпуса выпускной трубы; 17 – подвод и отвод масла

Модификации Marbore 3 (рис. 7.37), 4 и 5 выпускались в незначительном количестве. Основные параметры приведены в табл. 7.7.

Таблица 7.7. Основные параметры ТРД Marbore

Параметр	$n$ , об/ мин	$P_{взл}$ , кН	$C_{уд\ взл}$ , кг/ (кН·ч)	$G_{в}$ , кг/с	$T_{г}^*$ , К	$\pi_{к}^*$	$L$ , мм	$D$ , мм	$M_{дв}$ , кг	Год первого испытания или серт-ции
Marbore 2	22500	3,91	117				1567	632	146	1950
Marbore 2A	22600	3,91	111	8,0	1053	4,0	1566	567		
Marbore 2C		4,0							162, 4	
Marbore 2E		4,0								
Marbore 4	20850	4,5		9	978	3,7				

Окончание табл. 7.7

Marbore 6	21500	4,8	91	9,8	1053	3,84	1416	567	153	1959
Marbore 6C		4,81								
Marbore 6E		4,81							140	
Arbizon 3		4,0							115	1970-е
Arbizon 3B2		4,10							115	1970-е
Arbizon 3D		4,25							115	1970-е

Типичная масса этой серии двигателей составляет 140 кг. Расход топлива составлял 720 л/ч у Marbore 6 (рис. 7.38) на высоте 4500 м по сравнению с 520 л/ч на двигателях Marbore 2 (одинаковая высота).

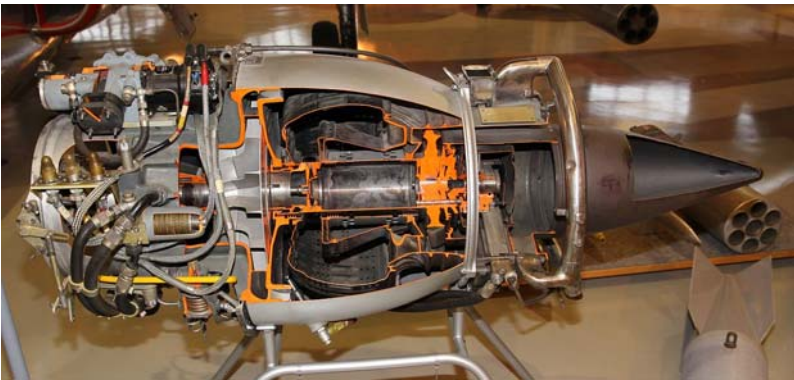


Рис. 7.36. ТРД Marbore 2



Рис. 7.37. ТРД Marbore 2F



Рис. 7.38. ТРД Marbore 4

#### ТРД с тягой от 5 до 10 кН

Continental (J69-T-27, J69-T-29, J69-T-406, J69-T-41A);

Microturbo (TRI 60-20, TRI 60-30);

Agilis Engines (TF-1200, TF-1400, TF-1500);

Turbomeca (Marbore 8);

Westinghouse (J30-WE-19, J30-WE-19A, XJ30-WE-1, XJ30-WE-7, J30-WE-20, XJ30-WE-3);

General Electric (J31-GE-5, J31-GE-7, J85-GE-1);

Pratt & Whitney (XJ30-P-7, XJ30-P-9 -1);

PZL Rzeszow (HO-10, SO-1);

Motorlet (M-701S-50, M-701VC-150).

В табл. 7.8 приведено 30 наименований малоразмерных ТРД приведенных выше фирм.

Таблица 7.8. Малоразмерные ТРД с тягой 5...10 кН

Двигатель (фирма)	$P_{взл}$ , кН	Год	Применение
<b>J69-T-27</b> (Continental)	5,115		
<b>TRI 60-20</b> (Microturbo)	5,338		Super MQM-107D, Skua
<b>TRI 60-30</b> (Microturbo)	5,338		APACHE A, Storm Shadow/Scalp EG
<b>TF-1200</b> (Agilis Engines)	5,729		
<b>Marbore 8</b> (Turbomeca)	5,872		-
<b>J30-WE-19</b> (Westinghouse)	6,072		-



<b>J30-WE-19A</b> (Westinghouse)	6,072		-
<b>XJ30-WE-1</b> (Westinghouse)	6,072		XP-79A/B
<b>TF-1400</b> (Agilis Engines)	6,227		
<b>TF-1500</b> (Agilis Engines)	6,672		
<b>J31-GE-5</b> (General Electric)	6,895		XP-59A, P-59A/B
<b>J31-GE-7</b> (General Electric)	6,895		-
<b>XJ30-P-7</b> (Pratt & Whitney)	6,939		
<b>XJ30-P-9</b> (Pratt & Whitney)	6,939		
<b>XJ30-WE-7</b> (Westinghouse)	6,939		X-4
<b>J30-WE-20</b> (Westinghouse)	7,117		
<b>XJ30-WE-3</b> (Westinghouse)	7,117		XB-42A
<b>J31-GE-1</b> (General Electric)	7,162		YP-59A
<b>J31-GE-3</b> (General Electric)	7,162		
<b>J69-T-29</b> (Continental)	7,562		
<b>XJ30-WE-5</b> (Westinghouse)	7,562		XB-42A
<b>HO-10</b> (PZL Rzeszow)	7,651		TS-11A
<b>PY19A-300</b> (СССР)	7,85	1970	Ан-24, Ан-26, Ан-30
<b>SO-1</b> (PZL Rzeszow)	7,847		TS-11A/B/C/D
<b>J69-T-406</b> (Continental)	8,185		
<b>J69-T-41A</b> (Continental)	8,541		
<b>M-701S-50</b> (Motorlet)	8,718		
<b>M-701VC-150</b> (Motorlet)	8,718		
<b>PY19-300</b> (СССР)	8,83	1961	Як-30, Як-32
<b>J85-GE-1</b> (General Electric)	9,341		T-38A

**TF1200 – TF1500**

Agilis была основана в 1993 г. Фрэнком О'Нилом – одним из пионеров газотурбинного двигателестроения, ветераном аэрокосмического машиностроения. Под его руководством Agilis выросла в одного из ведущих мировых производителей газотурбинных двигателей (табл. 7.9).

Таблица 7.9. Основные разработки ТРД компании [165, 167]

Параметр	$P_{взль}$ кН	$C_{уд\ взль}$ кг/(кН·ч)	$P_{кр}$ , кН	$C_{уд\ кр}$ кг/(кН·ч)	$L$ , мм	$D$ , мм	$M_{дв}$ , кг
TF1200	5,73	41,82	1,78	67,32	1422	584,2	129,3
TF1400	6,23	41,82	1,78	67,32	1422	584,2	138
TF1500	6,675	41,82	1,77	67,32	1422	584,2	136

## J69



Teledyne CAE J69 – турбореактивный двигатель, производства Continental Aviation and Engineering (CAE) по лицензии Turbomeca. Развитие Marbore II, J69 приводило в действие несколько американских дронов, ракет и небольших самолетов. Позднее выпущенный Teledyne CAE, J69 также был разработан в турбореактивный двигатель J100, оптимизированный для больших высот.

Компрессор – одна ступень центробежная. Камера сгорания – кольцевая. Турбина – одноступенчатая осевая.

Основные параметры ТРД J69:

тяга максимальная, кН .....3,91;  
 частота вращения ротора, об/мин ..... 22600;  
 длина, мм..... 1567;  
 диаметр, мм .....632;  
 масса сухая, кг ..... 162,4.

Двигатели семейства J69 приведены в табл. 7.10.

Таблица 7.10. Модификации J69

Двигатель	Тяга, кН	Первое испыта- ние, год	Производ- ство, гг.	Количество изготовлен- ных ТРД, шт.
1	2	3	4	5
J69-T-2 (Model 354-4)			1957 – 1958	23
J69-T-6			1967 – 1968	18
J69-T-9 (Model 352-2)		1955	1955 – 1959	1189

Окончание табл. 7.10

1	2	3	4	5
J69-T-17			1955 – 1958	27
J69-T-25, -25A (Model 352-5A/-5B)		1959	1959 – 1976	1804
J69-T-19 (Model 354/-I)			1954 – 1959	634
J69-T-29 (Model 356-7A)	7,7		1959 – 1988	4924
J69-T-41, -41A (Model 356-29/-29A)			1965 – 1995	1098
J69-T-406 (Model 356-34A)			1968 – 1976	270
J100-CA-100 (Model 356-28A)	12,7	1968	1968 – 1972	96
J402-CA-400 (Model 370-1C)		1971		6068 до 1991 г.
J402-CA-700 (Model 372-2A)			1975 – 1984	522
J402-CA-702 (Model 373-8B)		1976		454 до 1991 г.
304		1992		
304C		1992		
305-4		1986		
305-7E		1986		
305-10		1991		
305-10C		1992		
312-1		1987		
J700-CA-400 (Model 312-5)		1991		25 к 1993 г.
318		1991		
320-1		1987		
320-2		1989		

J69-T-41A – двигатель с двухступенчатым компрессором, состоящим из трансзвуковой осевой ступени и центробежной ступени, кольцевой камерой сгорания и одноступенчатой осевой турбиной. Похож

на J69-T-29, за исключением улучшения конструкции, обеспечивающей повышенную тягу. J69-T-41A является модификацией -41 и имеет увеличенную тягу, более высокую температуру на входе в турбину, увеличенную эффективную площадь форсунки и регулятор расхода топлива.

Основные параметры ТРД J69-T-41A:

тяга максимальная, кН .....	3,91;
расход воздуха, кг/с .....	13,5;
степень повышения давления.....	5,45;
частота вращения ротора, об/мин .....	22600;
длина, мм.....	1567;
диаметр, мм .....	632;
масса сухая, кг .....	162,4.

На рис. 7.39, 7.40 показаны модели 356-28A и J69-T-25A.

Применение J69: Avro Canada VZ-9 Avrocar, Cessna T-37 Tweet, Radioplane Q-1, Ryan BQM-34 Firebee, Temco TT Pinto.

Применение J100-CA-100: Ryan Model 147T.

#### ТРД с тягой от 10 до 20 кН (табл. 7.11)

Rolls-Royce (RB.108, -145, -162-1, -162-4D, Viper Mk.520, -522, -526, -531, -535, -540, -600, -601, -631, -632-41R, -632-43, -633-41, 633-47, -680, -680-43, Viper 20F20);

General Electric (J85-GE-2, -3, -4, -5, -5A, -7, -13, -13A, -17, -17A, -17B, -17C, -21, -21A, -LF1, -J1, -J4, YJ85-GE-19, CJ610-1, -4, -5, -6, -8, -8A, -9, J35-GE-2, -7, -9, XJ33-GE-1, -3, -5, -7, J33-GE-11, -11A, -15, J33-GE-11B, XJ35-GE-1);

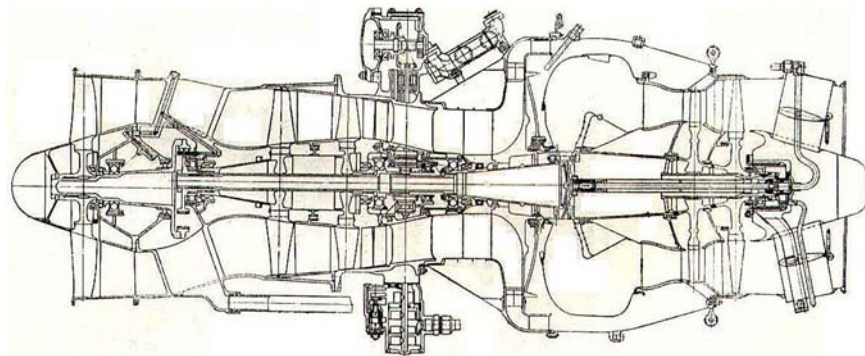


Рис. 7.39. ТРД Model 356-28A

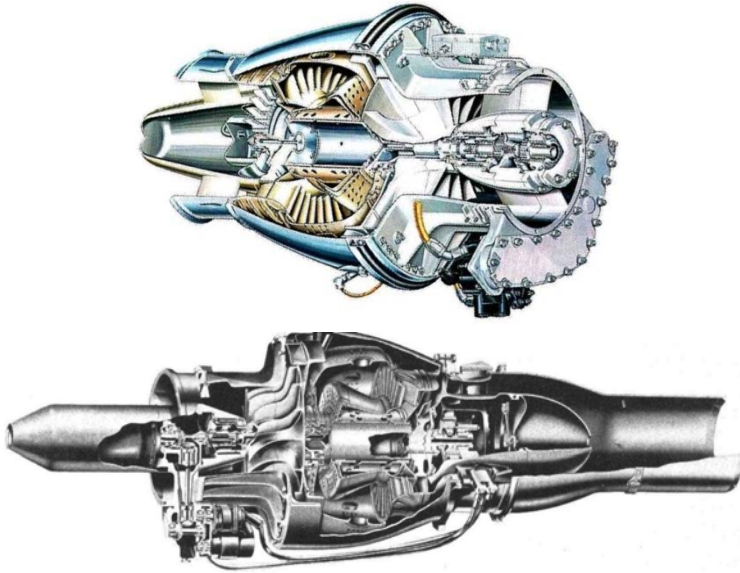


Рис. 7.40. ТРД J69-T-25A

Westinghouse (XJ34-WE-1, -3, -4, -5, -7, -9, -11, -13, -15, -17, J34-WE-22, -30, -30A, -32, -34, -36, -36A, -38, -42, -46, XJ46-WE-1, -2, J46-WE-3);

Turbomeca (Gabizo);

PZL Rzeszow (SO-3, -3W);

Fairchild (YJ85-R-3);

Armstrong Siddeley (Viper ASV.11 Mk.200, -201, -202, -203, -22-1, -22-6, -22-8);

Continental (J69-T-39);

Kawajima Harima Heavy Ind. (J3-IHI-3, -7C, -8);

Teledyne CAE (J100-CA-100);

Orenda (J85-CAN-15, -40);

Pratt-Whitney (JT12A, JT12A-3, -5, -6, -6A, -8, -8A, J60-P-3, -4, -5, -6, -9, RM11);

Allison (J33-A-6, -9, -9A, -9B, -13, -17, -17A, -21, J35-A-2, -3, -4, -5, -9, -11, -13, -13A, -13B, -13C, -15, -15C, J35-C-3, J36-AC-1);

Bristol Siddeley (Orpheus BOr.805).

Таблица 7.11. ТРД с тягой 10...20 кН

Двигатель (фирма)	Тяга, взл., кН	Год	Применение
1	2	3	4
<b>RB.108</b> (Rolls-Royce)	10,409		
<b>J85-GE-12</b> (General Electric)	10,676		AT-3D
<b>XJ34-WE-4</b> (Westinghouse)	10,676		
<b>Gabizo</b> (Turbomeca)	10,765		
<b>SO-3W</b> (PZL Rzeszow)	10,787		TS-11DF
<b>SO-3</b> (PZL Rzeszow)	10,790		TS-11A/B/C/D
<b>J85-GE-3</b> (General Electric)	10,898		ADM-20A
<b>J85-GE-7</b> (General Electric)	10,898		ADM-20B/C, BQM-34A(RE), MQM-34D Mod II
<b>YJ85-R-3</b> (Fairchild)	10,898		
<b>Viper ASV.11 Mk.200</b> (Armstrong Siddeley)	11,121		T-51
<b>Viper ASV.11 Mk.201</b> (Armstrong Siddeley)	11,121		3A drone
<b>Viper ASV.11 Mk.202</b> (Armstrong Siddeley)	11,121		Jet Provost T.4/T.5/T.5A/T.52/T.55, T-52
<b>Viper ASV.11 Mk.22-1</b> (Armstrong Siddeley)	11,121		MB.326A/B/D/E/F
<b>Viper ASV.11 Mk.22-6</b> (Armstrong Siddeley)	11,121		G-2A Galeb
<b>Viper ASV.11 Mk.22-8</b> (Armstrong Siddeley)	11,121		HJT-16 Hiran I/IA
<b>J69-T-39</b> (Continental)	11,209	1965	
<b>J3-IHI-3</b> (Kawajima Harima Heavy Ind.)	11,788		T-1B
<b>J85-GE-5</b> (General Electric)	11,921		A-37A, T-38A, AT-38B, X- 14A/B, AQM-35B, F-109 (D- 118A) (not produced)
<b>J85-GE-5A</b> (General Electric)	11,921		T-38A, AT-38B

Продолжение табл. 7.11

1	2	3	4
<b>J100-CA-100</b> (Teledyne CAE)	12,010		AQM-34P/Q/R
<b>Viper ASV.11 Mk.203</b> (Armstrong Siddeley)	12,010		
<b>J85-GE-13</b> (General Electric)	12,099		F-5A/B, RF-5A
<b>J85-GE-13A</b> (General Electric)	12,099		F-5A/B, RF-5A, G91Y, Y/T, Y/S
<b>RB.145</b> (Rolls-Royce)	12,233	1961	EWR VJ 101
<b>CJ610-1</b> (General Electric)	12,677		
<b>CJ610-4</b> (General Electric)	12,677		
<b>J85-CAN-40</b> (Orenda)	12,677		CT-114 (CL-41A/R) Tutor
<b>J85-GE-17</b> (General Electric)	12,677		AC-119G/K, C-123K
<b>J85-GE-17A</b> (General Electric)	12,677		A-37B, OA-37B
<b>J85-GE-17B</b> (General Electric)	12,677		Saab 105XT
<b>J85-GE-17C</b> (General Electric)	12,677		-
<b>J85-GE-2</b> (General Electric)	12,677		SP-5B Marlin (boosters)
<b>XJ34-WE-11</b> (Westinghouse)	12,989		
<b>J85-CAN-15</b> (Orenda)	13,011		CF-5A/D
<b>CJ610-5</b> (General Electric)	13,122		
<b>CJ610-6</b> (General Electric)	13,122		
<b>CJ610-8</b> (General Electric)	13,122		
<b>CJ610-8A</b> (General Electric)	13,122		
<b>J85-GE-4</b> (General Electric)	13,122		T-2C, XMQM-34D Mod II
<b>J85-GE-J4</b> (General Electric)	13,122		CL-41G
<b>J85-GE-LF1</b> (General Electric)	13,122		XV-5B

Продолжение табл. 7.11

1	2	3	4
<b>JT12A</b> (Pratt-Whitney)	13,342		
<b>J34-WE-22</b> (Westinghouse)	13,345		F2H-1, XF3D-1, XF6U-1, XF-85
<b>J36-AC-1</b> (Allison)	13,345		
<b>J60-P-3</b> (Pratt-Whitney)	13,345		
<b>J60-P-5</b> (Pratt-Whitney)	13,345		
<b>J60-P-6</b> (Pratt-Whitney)	13,345		
<b>JT12A-3</b> (Pratt-Whitney)	13,345	1960	
<b>JT12A-5</b> (Pratt-Whitney)	13,345		
<b>JT12A-6</b> (Pratt-Whitney)	13,345		
<b>JT12A-6A</b> (Pratt-Whitney)	13,345	1960	
<b>XJ34-WE-1</b> (Westinghouse)	13,345	1947	Prototype
<b>XJ34-WE-3</b> (Westinghouse)	13,345		-
<b>XJ34-WE-5</b> (Westinghouse)	13,345		-
<b>XJ34-WE-7</b> (Westinghouse)	13,345		XP-85, XF-87
<b>XJ34-WE-9</b> (Westinghouse)	13,345		-
<b>YJ85-GE-19</b> (General Electric)	13,411		XV-4B, X-14A/B
<b>J3-IHI-7C</b> (Kawajima Harima Heavy Ind.)	13,700		T-1C, P-2J (boosters)
<b>CJ610-9</b> (General Electric)	13,789		
<b>Viper Mk.520</b> (Rolls-Royce)	13,789		Dominie T.1
<b>Viper Mk.521</b> (Rolls-Royce)	13,789		
<b>Viper Mk.531</b> (Rolls-Royce)	13,878		J-1 Jastreb
<b>J34-WE-30</b> (Westinghouse)	14,012		F2H-1, F6U-1/-1P
<b>J34-WE-30A</b> (Westinghouse)	14,012		F6U-1/-1P



Продолжение табл. 7.11

1	2	3	4
<b>XJ34-WE-13</b> (Westinghouse)	14,012		XF-88
<b>XJ34-WE-15</b> (Westinghouse)	14,012		XF-88A, XF-90A
<b>J34-WE-34</b> (Westinghouse)	14,457		F2H-2/-2B/-2N/-2P/-3, F3D-1, P2V-5F/-6F/-7/-7LP/-7S/-7U (boost engines)
<b>J60-P-4</b> (Pratt-Whitney)	14,679		
<b>J60-P-9</b> (Pratt-Whitney)	14,679		
<b>JT12A-8</b> (Pratt-Whitney)	14,679		
<b>JT12A-8A</b> (Pratt-Whitney)	14,679		
<b>RM11</b> (Pratt-Whitney)	14,679		TP 86
<b>Viper Mk.522</b> (Rolls-Royce)	14,946		Dominie CC.1/CC.2/CC.3
<b>Viper Mk.526</b> (Rolls-Royce)	14,946		PD-808ECM/RM/TA/VIP
<b>Viper Mk.535</b> (Rolls-Royce)	14,946		BAC 167 Mk.55/Mk.80/Mk.80A/Mk.82/ Mk.82A/Mk.83/Mk.84/Mk.87/ Mk.
<b>Viper Mk.540</b> (Rolls-Royce)	14,946		MB.326GB/H/M
<b>J34-WE-32</b> (Westinghouse)	14,990		F3D-1/-1M, F7U-1, XF2Y-1, F7U-2 (not produced)
<b>XJ34-WE-17</b> (Westinghouse)	14,990		X-3
<b>J34-WE-36</b> (Westinghouse)	15,124		F3D-2/-2M/-2Q/-2T/-2T2
<b>J34-WE-36A</b> (Westinghouse)	15,124		F3D-2, RB-69A, F3D-3 (not produced)
<b>J34-WE-42</b> (Westinghouse)	15,124		F2Y-1 (not produced)
<b>J34-WE-46</b> (Westinghouse)	15,124		-
<b>Viper 20F20</b> (Rolls-Royce)	15,156		
<b>J3-IHI-8</b> (Kawajima Harima Heavy Ind.)	15,191		Фудзи T1F2
<b>J85-GE-21</b> (General Electric)	16,014		

Продолжение табл. 7.11

1	2	3	4
<b>J85-GE-21A</b> (General Electric)	16,014		
<b>J85-J1</b> (General Electric)	16,014		
<b>J35-A-11</b> (Allison)	16,681		B-45A
<b>J35-A-13</b> (Allison)	16,681		-
<b>J35-A-13A</b> (Allison)	16,681		-
<b>J35-A-13B</b> (Allison)	16,681		-
<b>J35-A-13C</b> (Allison)	16,681		P-84C
<b>J35-A-15</b> (Allison)	16,681		YP-84, XP-89
<b>J35-A-15C</b> (Allison)	16,681		P-84B/C, F-84KX
<b>J35-A-2</b> (Allison)	16,681		FJ-1
<b>J35-A-3</b> (Allison)	16,681		XB-43
<b>J35-A-5</b> (Allison)	16,681		YB-49, XP-86
<b>J35-A-9</b> (Allison)	16,681		XP-89
<b>J35-C-3</b> (Allison)	16,681		XP-86
<b>J35-GE-2</b> (General Electric)	16,681		XFJ-1
<b>J35-GE-7</b> (General Electric)	16,681		XP-84, XB-48
<b>J35-GE-9</b> (General Electric)	16,681		XB-48
<b>Viper Mk.600</b> (Rolls-Royce)	16,681		J-1 Jastreb
<b>Viper Mk.601</b> (Rolls-Royce)	16,681		
<b>XJ33-GE-1</b> (General Electric)	16,681		Prototype
<b>XJ33-GE-3</b> (General Electric)	16,681		-
<b>XJ33-GE-5</b> (General Electric)	16,681		XP-81, XP-83
<b>XJ35-GE-1</b> (General Electric)	16,681		Prototype
<b>J34-WE-38</b> (Westinghouse)	16,903		F2H-4

Продолжение табл. 7.11

1	2	3	4
<b>J33-A-13</b> (Allison)	17,014		-
<b>J33-A-17</b> (Allison)	17,014		P-80A/B, XP-80R
<b>J33-A-17A</b> (Allison)	17,014		P-80A/B
<b>J33-A-21</b> (Allison)	17,014		P-80B, XF-92A
<b>J33-A-9</b> (Allison)	17,014		YP-80A, P-80A, XFP-80A
<b>J33-A-9A</b> (Allison)	17,014		RF-80A
<b>J33-A-9B</b> (Allison)	17,014		RF-80A
<b>J33-GE-11</b> (General Electric)	17,014		P-80A, RF-80A
<b>J33-GE-11A</b> (General Electric)	17,014		RF-80A
<b>J33-GE-11B</b> (General Electric)	17,014		RF-80A
<b>J33-GE-15</b> (General Electric)	17,014		-
<b>XJ33-GE-7</b> (General Electric)	17,014		-
<b>Viper Mk.631</b> (Rolls-Royce)	17,659		
<b>Viper Mk.632-41R</b> (Rolls-Royce)	17,659		IAR-93A, J-22A
<b>Viper Mk.632-43</b> (Rolls-Royce)	17,659		MB.326K/L, MB.339A/PAN/RM
<b>Viper Mk.633-41</b> (Rolls-Royce)	17,659		IAR-93B, J-22B
<b>Viper Mk.633-47</b> (Rolls-Royce)	17,659		IAR-93B
<b>J33-A-6</b> (Allison)	17,793		XF9F-1
<b>J35-A-4</b> (Allison)	17,793		XB-45A
<b>Orpheus BOr.805</b> (Bristol Siddeley)	17,793		
<b>J46-WE-3</b> (Westinghouse)	18,149		F3D-2 (candidate engine), F3D-3 (not produced)

1	2	3	4
XJ46-WE-1 (Westinghouse)	18,149		-
XJ46-WE-1 (Westinghouse)	18,149		-
XJ46-WE-2 (Westinghouse)	18,149		XF2Y-1, YF2Y-1, XF-90 (not produced)
Viper Mk.680 (Rolls-Royce)	19,394		Trainers
Viper Mk.680-43 (Rolls-Royce)	19,394		MB.339B
RB.162-4D (Rolls-Royce)	19,572		
RB.162-1 (Rolls-Royce)	19,612		

### Viper ASV.11



Viper является турбореактивным двигателем, разработанным и произведенным Armstrong Siddeley и затем производившимся ее компаниями – преемниками Bristol Siddeley и Rolls-Royce Limited.

Введен в эксплуатацию в 1953 г. и оставался в использовании Королевскими Военно-воздушными силами на Dominie T1 до января 2011 г.

Проект первоначально включал семиступенчатый компрессор, основанный на двигателе Adder. Viper – крупномасштабный Adder.

### Viper ASV.5

Компрессор – осевой 7-ступенчатый. Кольцевой воздухозаборник. Корпус из алюминиевого сплава с продольным разъемом. Лопатки направляющих аппаратов стальные. Рабочие лопатки из алюминиевого сплава, кроме лопаток первой ступени, выполненных из стали. Диск седьмой ступени стальной, выполненный заодно с задней цапфой. Диски промежуточных ступеней из алюминиевого сплава. Все диски компрессора скреплены по ободам. Передний подшипник – упорный шариковый, задний – роликовый. Соединение вала с валом турбины на шлицах.

Камера сгорания – кольцевая. Стенки жаровой трубы из сплава нимоник 75. 12 пар Г-образных горелок испарительного чипа, установленных по окружности в передней части жаровой трубы. Подача испаряемого топлива навстречу потоку воздуха.

Турбина – одноступенчатая. Сопловой аппарат с 93 вставными лопатками из стали Кроун Макс. Диск из стали Рекс 448 со 113 вставными лопатками из сплава нимоник 90, имеющими «елочные» замки. Диск соединен с валом торцевыми шлицами и полым болтом. Подшипник вала роликовый, охлаждаемый воздухом. Расположение рабочего колеса консольное. На взлетном режиме температура газов перед турбиной 1103 К и за турбиной 918 К.

Реактивное сопло – нерегулируемое.

Система управления – гидромеханическая с автоматами запуска и приемистости. Единый рычаг управления.

Топливная система – с одним основным и одним пусковым коллекторами; 12 топливных распределителей, каждый из которых питает две горелки. Один многоплунжерный насос переменной производительности с предельным регулятором числа оборотов. Давление топлива 2892 кПа.

Система смазки – циркуляционная для переднего подшипника и привода агрегатов. Давление подачи масла 205 кПа. Для центрального и заднего подшипников применяется масловоздушная смазка с подачей топлива от двух дозирующих насосов.

Система запуска – сжатым воздухом при давлении 823 кПа, направляемым через возвратный клапан и два патрубка на лопатки турбины. Может быть применен электростартер, смонтированный на коробке приводов. Система зажигания с мощным разрядом. Две запальные свечи, шесть пусковых форсунок.

ASV.8 – прошел государственные испытания. Тяга 7,85 кН.

### **Viper ASV.8 (102)**

Воздухозаборник – кольцевой. Корпус из магниевого сплава, с тремя радиальными стойками, служащими опорой для корпуса переднего подшипника, привода агрегатов и стартера.

Компрессор – осевой семиступенчатый. Корпус из алюминиевого сплава с продольным разъемом. Входные направляющие и выходные спрямляющие лопатки выполнены из стали. Промежуточные направляющие лопатки из алюминиевого сплава. Ротор имеет семь дисков, стянутых вместе болтами по ободам. Диски первой и седьмой ступени

стальные, остальные из алюминиевого сплава. Рабочие лопатки из алюминиевого сплава. К дискам первой и седьмой ступеней крепятся болтами стальные цапфы. Передний подшипник ротора упорный шариковый, задний – роликовый.

Камера сгорания – кольцевая с испарительной системой смесеобразования. Стенки жаровой трубы из сплава нимоник 75. 12 пар Г-образных горелок испарительного типа, установленных по окружности в передней части жаровой трубы.

Турбина – одноступенчатая. Сопловой аппарат с 93 вставными лопатками из сплава нимоник 80. Диск из стали Рекс 448 со 113 вставными лопатками из сплава нимоник 90, имеющими «елочные» замки. Диск соединен с валом торцевыми шлицами и полым болтом. Подшипник вала роликовый, охлаждаемый воздухом. Расположение рабочего колеса консольное. На взлетном режиме температура газов перед турбиной 1103 К и за турбиной 918 К.

Реактивное сопло – нерегулируемое.

Система управления – гидромеханическая с автоматами запуска и приемистости. Единый рычаг управления.

Топливная система – с одним основным и одним пусковым коллекторами. 12 топливных распределителей, каждый из которых питает две горелки. Один многоплунжерный насос переменной производительности Лукас GVB6/17, подающий топливо под давлением 2892 кПа. Регулятор подачи топлива Армстронг-Сиддли II. Топливо D.Eng.R.D. 2482 или 2486.

Система смазки – циркуляционная для переднего подшипника и привода агрегатов с помощью нагнетающего насоса, подающего масло под давлением 205 кПа, и откачивающего насоса. Для центрального и заднего подшипников применяется масловоздушная смазка с подачей топлива от двух дозирующих насосов. Масляный бак и теплообменник установлены на двигателе. Расход масла на номинальном режиме 0,7 кг/ч. Масло D.Eng.R.D. 2487.

Система запуска – с электростартером Ротакс или сжатым воздухом при давлении 823 кПа, направляемым через два патрубка на рабочие лопатки турбины. Система зажигания В.Т.Н. C10TS или Ротакс NB.31 с мощным разрядом. Две запальные свечи Лодж, шесть пусковых форсунок.

### **Viper ASV.11**

Воздухозаборник – кольцевой. Корпус из магниевых сплава с тремя полыми радиальными стойками, служащими опорой для кор-

пуса переднего подшипника, привода агрегатов и стартера. Нерегулируемый ВНА. Снаружи на корпусе воздухозаборника устанавливается коробка привода агрегатов. Предусмотрена возможность применения противообледенительного устройства для стоек и лопаток ВНА.

Компрессор – осевой семиступенчатый.  $\pi_k^* = 4,37$ . Корпус из алюминиевого сплава с продольным разъемом. Шесть рядов направляющих двухопорных лопаток выполнены из стали, а один ряд лопаток – из алюминиевого сплава. Диски ротора стальные. Рабочие лопатки из стали и из алюминиевого сплава. Крутящий момент от диска к диску передается посредством торцовых шлиц, выполненных на дисках и промежуточных кольцах. Передний подшипник ротора упорный шариковый, а задний – роликовый. Вал ротора соединен с валом турбины на шлицах.

Камера сгорания – кольцевая. Внешний корпус выполнен из нержавеющей стали. Наружная и внутренняя стенки жаровой трубы – из сплава иммак 5. В передней стенке камеры расположены 24 горелки испарительного типа. Корпус диффузора – представляет собой весьма жесткую часть двигателя, передающую тяговую нагрузку двум основным цапфам крепления. На наружной стенке корпуса отлиты выступы для размещения запальных свечей, топливных форсунок и горелок. Внутренняя стенка корпуса выступает назад и является одновременно внутренним корпусом камеры сгорания и корпусом основного заднего подшипника.

Турбина – осевая одноступенчатая. Корпус из стали. Сопловые сплошные лопатки из сплава (1.39) установлены в пазах внутреннего и наружного колец соплового аппарата. Диск турбины из стали Рекс 448. Рабочие лопатки из сплава нимоник 100 установлены в диске с помощью елочного крепления. Диск соединен с ведущим валом стяжным болтом. Вал турбины опирается на один роликовый подшипник, расположенный перед рабочим колесом. Температура газов перед турбиной 1173 К.

Реактивное сопло – нерегулируемое. Внутренний конус поддерживается тремя радиальными стойками.

Система управления – гидромеханическая с автоматами запуска и приемистости. Единый рычаг управления.

Топливная система – топливный насос Дукас МG ВВ.26/17ВЕ, подающий топливо под давлением 3824 кПа с гидромеханическим регулятором предельного числа оборотов Лукас. Регулятор подачи топлива

А.С.М. Хобсои с барометрическим регулятором давления и регулятором качества смеси. Основной и пусковой кольцевой топливопровод. Шесть пусковых форсунок. Топливо D. Eng. R. D. 2482 или 2486.

Система смазки – циркуляционная для переднего подшипника и привода агрегатов. Нагнетающий насос, подающий масло под давлением 205 кПа, и откачивающие насосы. Для центрального и заднего подшипников применяется масловоздушная смазка с подачей масла от двух дозирующих насосов. Седловидный масляный бак. Масло D. Eng. R. D. 2487. Расход масла 0,54 кг/ч.

Система запуска – электростартером Ротакс С.13001 или сжатым воздухом, направляемым при давлении 823 кПа через два патрубка на рабочие лопатки турбины. Два блока зажигания В.Т.Н. С10ТS/3 с мощным разрядом. Две запальные свечи.

Состояние о производстве – проведены 150-часовые типовые и летные испытания на самолете Джет Провост. Передан в серию.

Применение: предназначается для установки на тренировочные самолеты Хантинг Джет Провост и Макки МВ.326 и самолет-мишень Джиндивик Mk.3.

Модификации:

- ASV.9(103) – вариант ТРД ASV.8 с повышенными режимами;
- ASV.10 – вариант ТРД ASV.11 с пониженными режимами;
- ASV.12 – стендовые испытания – IV.1951, летные испытания/сертификат – XI.1952, серийное производство – 1962;
- ASV.20 – восьмиступенчатый компрессор;
- P.209;
- Viper 8 (Mk.102 / Mk.104): для Hunting-Percival Jet Provost ТМк.3 (Mk.102) и дрона GAF Jindivik Mk.102B target drone (Mk.104);
- Viper 9 (Mk.103): для Bell X-14, Handley Page HP 115 и др.;
- Viper 11 (Mk.200): для Hunting-Percival Jet Provost ТМк.4 и GAF Jindivik Mk.3;
- Viper 20 (Mk.500 series): для Hawker Siddeley HS.125 и Piaggio-Douglas PD.808;
- Viper 22 построен по лицензии Piaggio для Aermacchi МВ.326.

В табл. 7.12 приведены параметры ряда двигателей семейства ASV. На рис. 7.41 приведен ТРД Viper 202. На рис. 7.42, 7.43 показаны ТРД семейства ASV.



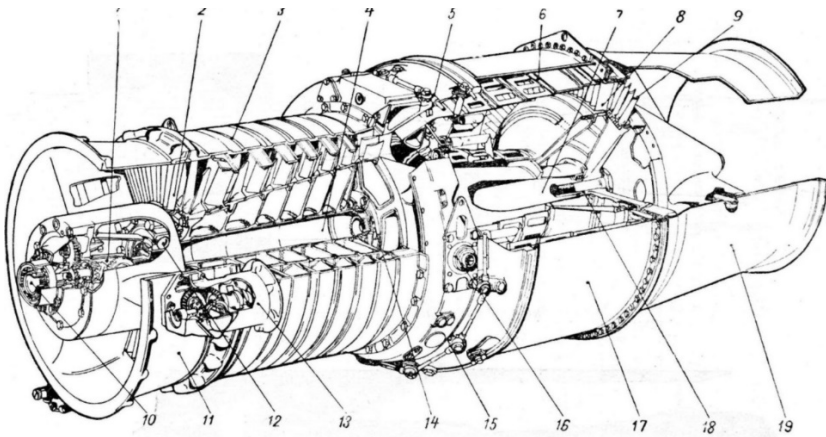


Рис. 7.41. ТРД Viper 202:

- 1 – внутренняя коробка конических шестерен; 2 – входные направляющие лопатки; 3 – корпус компрессора; 4 – ротор компрессора; 5 – трубки подачи топлива; 6 – узел жаровой трубы; 7 – основной вал; 8 – лопатки соплового аппарата; 9 – ротор турбины; 10 – передний вал отбора мощности;
- 11 – корпус воздухозаборника; 12 – передний основной шарикоподшипник; 13 – коробка привода агрегатов; 14 – центральный основной подшипник; 15 – силовой корпус; 16 – установочная цапфа; 17 – корпус камеры сгорания;
- 18 – основной задний подшипник; 19 – выпускная труба

Таблица 7.12. Основные параметры ТРД ASV [52]

Параметр	$n$ , об/мин	$P_{взл}$ , кН	$C_{уд\ взл}$ , кг/ (кН·ч)	$G_{в}$ , кг/с	$T_{г}^*$ , К	$\pi_{к}^*$	$L$ , мм	$D$ , мм	$M_{дв}$ , кг
ASV.11		1130	1,04	20	1173	4,37	1625	625	249
ASV.9(103)	13800	860		14,5	1165	4,0	1670	615	
ASV.10	13400	907							
ASV.12	13400	1130	1,04	20	1040	4,37	1625	625	
ASV.20		1469	1,01						260
P.209	14400	1740	0,975	25	1200		1740	622	269

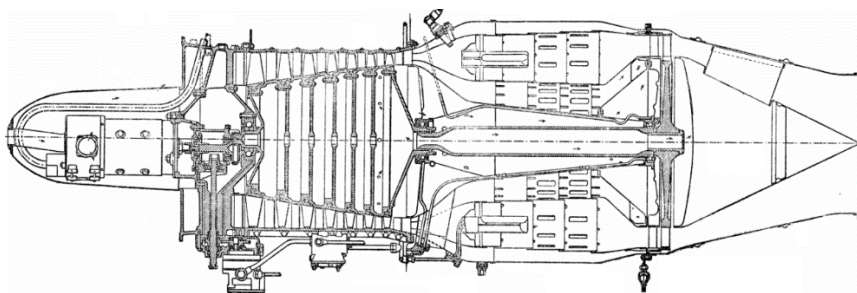


Рис. 7.42. ТРД ASV.8 Viper

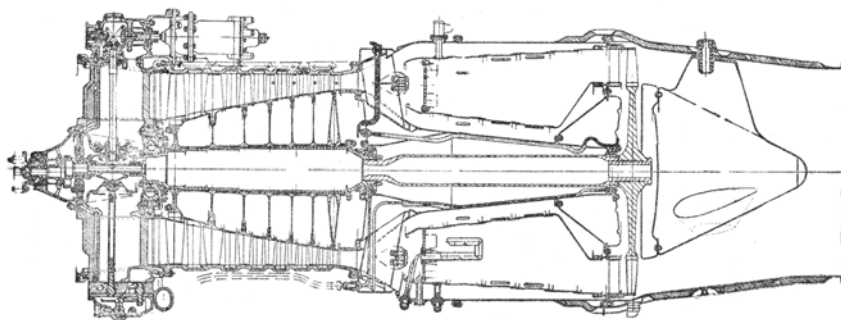


Рис. 7.43. ТРД ASV.10 Viper

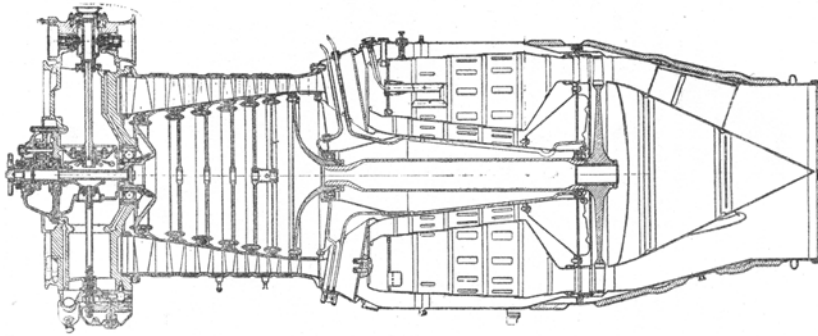


Рис. 7.44. ТРД ASV.11 Viper

### RB.145



Разработан на основе ТРД Rolls-Royce RB 108.

Компрессор – осевой, семиступенчатый. Из кольцевой полости за компрессором отбирается горячий воздух для обогрева воздухозаборника во избежание его обледенения.

Камера сгорания – кольцевая.

Турбина – одноступенчатая.

Топливная система – топливный коллектор расположен внутри двигателя. Топливный насос Лукас.

Система смазки – масляный бак установлен в передней коробке передач, приводящей генератор постоянного тока и расположенной в нижней части корпуса воздухозаборника. Вспомогательные агрегаты – устанавливаются под воздухозаборником и компрессором.

Система запуска сжатым воздухом, подводимым через два патрубка; два блока зажигания Ротакс с мощным разрядом.

Первое испытание – апрель 1961 г.

Применение – предназначен для тренировочных и служебных самолетов, а также подходит для вертикально взлетающих самолетов.

Модификации – разработан вариант двигателя с форсажной камерой.

Массогабаритные параметры ТРД RB 145 [174]:

длина, мм..... 1626;

диаметр, мм .....508;  
масса, кг .....204.  
На рис. 7.45 приведена схема ТРД RB 145.

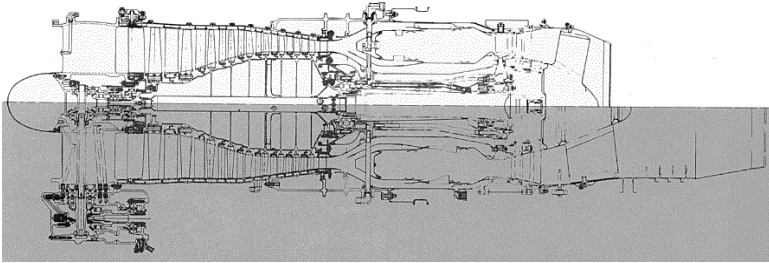


Рис. 7.45. ТРД RB 145

## Gabizo



Конструктивные особенности двигателя [205].

Воздухозаборник – кольцевой, корпус из алюминиевого сплава.

Компрессор – комбинированный, одна ступень – сверхзвуковая, вторая – центробежная. Диффузор с осевыми и радиальными направляющими лопатками. Корпус из алюминиевого сплава.

Камера сгорания – кольцевая.

Турбина – одноступенчатая. Сопловые лопатки полые, охлаждаются воздухом. Рабочее колесо со вставными лопатками крепится болтами к фланцу на заднем конце ротора двигателя.

Конструктивная схема. Передний подшипник ротора шариковый, расположен перед компрессором, задний – упорный шариковый, расположен за турбиной.

Реактивное сопло – нерегулируемое. Внутренний конус крепится к корпусу заднего подшипника.

Система управления – механическая с регуляторами запуска и приемистости.

Система запуска – электростартером.

Топливная система – на полом валу смонтирован распределенный диск с отверстиями, через которые топливо впрыскивается в камеру сгорания.

Тяга двигателя – 11,0 кН.

Взлетная тяга при включенной форсажной камере – 15,2 кН.

Удельный расход топлива на максимальном продолжительном режиме – 96 кг/(кН·ч). Внешний вид приведен на рис. 7.46.

Применение – крылатая ракета Trident HSE (рис. 7.47).



Рис. 7.46. Двигатель Gabizo

### J34-WE-46



Воздухозаборник – кольцевой. Корпус из магниевых сплава. Четыре радиальные стойки поддерживают передний основной подшипник и стартер. Лопатки ВНА нерегулируемые. Кольцевой масляный бак и теплообменник, выполненные заодно с корпусом воздухозаборника, обеспечивают подогрев воздуха во избежание обледенения.

Компрессор – осевой одиннадцатиступенчатый. Корпус с продольным разъемом состоит из четырех частей и выполнен, по одним сведениям, из магниевых сплава, а по другим [205] – из алюминиевого сплава. Рабочие и направляющие лопатки стальные. Ротор дискового типа. Передний короткий вал ротора вращается в упорном шариковом подшипнике, а задний – в роликовом.

Камера сгорания – кольцевая. Корпус стальной, жаровая труба из нержавеющей стали. Впрыск топлива по потоку воздуха.

Турбина – двухступенчатая. Стальной корпус с полыми лопатками соплового аппарата 1-й ступени. Рабочие колеса с лопатками из сплава стеллит 31 расположены консольно и прикреплены болтами к ведущему валу, опирающемуся на роликовый подшипник.

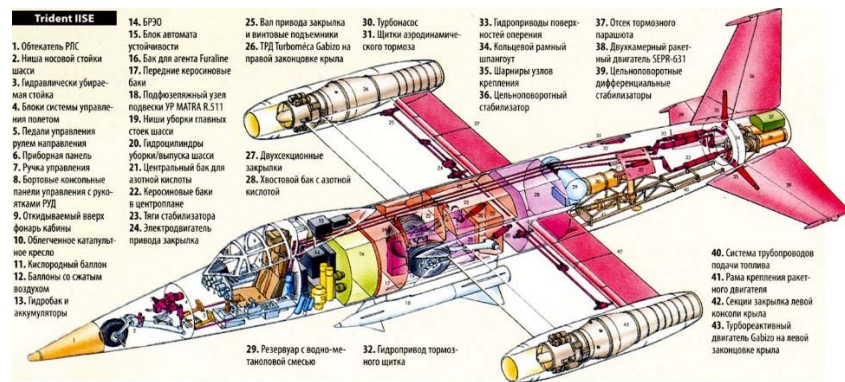


Рис. 7.47. Компонентная схема крылатой ракеты Trident HSE

Неактивное сопло – нерегулируемое. Внутренний конус опирается на четыре радиальные стойки.

Система управления – гидромеханическая с автоматами запуска и приемности. Единый рычаг управления.

Топливная система – со сдвоенным топливным насосом Песко 023379-012, подающим топливо под давлением 4118 кПа. Изохронный регулятор расхода топлива Вудворд 838 и всережимный регулятор частоты вращения. Дроссельный клапан Вестингауз и запорный кран. Топливо JP-4 и JP-5.

Система смазки – циркуляционная. Нагнетающий насос, подающий масло под давлением 549 кПа. Теплообменник выполнен заодно с двигателем. Расход масла 0,45 кг/ч. Масло MIL-0-6081 (1010).

Система запуска – воздушный турбостартер Эрисерч АТС-25 (А-26).

Система зажигания – Бендикс-Сцинтилла TGLN-15 с мощным разрядом. Две запальные свечи.

Состояние в производстве – серийный.

Применение – установлен на тренировочном самолете Норт-Америкен Т2J.

Модификации:

J34-WE-34 – подобен J34-WE-36. Регулятор расхода топлива Холли PA5805A1. Установлен на двухдвигательном палубном истребителе Мак Доннелл F2H-3-4 «Бэнши».

J34-WE-36 – одиннадцатиступенчатый осевой компрессор. Работает на бензине, сорт 100 130. Регулятор расхода топлива Холли R-46. Система зажигания Бендикс-Сцинтилла TLN-10.

J34-WE-48 – в отличие от ТРД J34-WE-46 имеет одноступенчатую турбину и несколько измененную конструкцию задней части.

В табл. 7.13 приведены параметры этих двигателей.

Таблица 7.13. Основные параметры ТРД J34-WE [167]

Параметр	$n$ , об/мин	$P_{взл}$ , кН	$C_{уд\ взл}$ , кг/(кН·ч)	$G_B$ , кг/с	$\pi_k^*$	$L$ , мм	$D$ , мм	$M_{дв}$ , кг
J34-WE-34	12500	1475			3,85			
J34-WE-36	12500	1540		25	4,35	2840	690	547,5
J34-WE-46	12500	15,12	1,0	27	4,1	2830	813	550
J34-WE-48	12500	1540	1,05	27	4,43			
J34-WE-2		13,4						
XJ34-WE-7		13,4						
J34-WE-13		13,38						
J34-WE-15		13,4						
J34-WE-15		18,2						
J34-WE-17		15						
J34-WE-19		14,5						
J34-WE-22		13,3						
J34-WE-30A		14,0						
J43-WE-32		13,3						
J43-WE-32		15						
J34-WE-34		14,5						
J34-WE-34-1		13,3						
J34-WE-36		15,0						
J34-WE-36		17,0						
J34-WE-36-1		15,0						
J34-WE-38		16,3						
J34-WE-40		13,0						

Внешний вид ТРД J34-WE-46 показан на рис. 7.48.

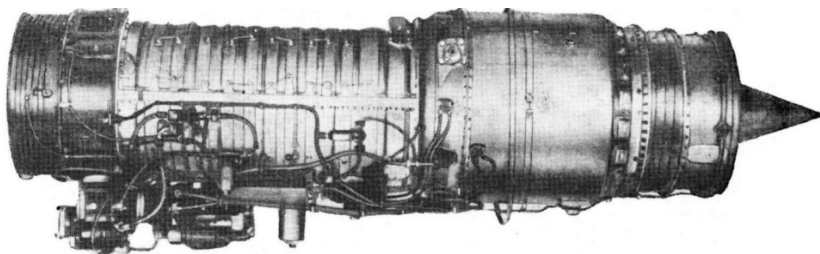


Рис. 7.48. J34-WE-46

## JT12A



Pratt & Whitney JT12A (USA). Однороторный ТРД. Коммерческая версия военного ТРД J60 [46, 167].

Компрессор – осевой девятиступенчатый.  $\pi_k^* = 7,0$ . Корпус стальной с поперечным разъемом, состоит из двух частей. Передняя часть выполнена заодно с корпусом воздухозаборника, задняя – с корпусом диффузора. В передней части компрессора расположен ВНА с 15 полыми нерегулируемыми стальными лопатками, которые служат одновременно опорой для корпуса переднего основного подшипника, а также четыре ступени направляющих лопаток. В задней части компрессора размещены остальные пять ступеней и диффузор. Ротор имеет девять стальных дисков с тремя первыми рядами лопаток из титанового сплава и шестью рядами стальных лопаток. Передний короткий вал ротора опирается на роликовый подшипник, а задний – на шариковый упорный подшипник. Вокруг четвертой ступени компрессора размещен ряд клапанов перепуска воздуха, которые используются при запуске и работе двигателя на земле и управляются золотниковым клапаном. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха от компрессора.

Камера сгорания – трубчато-кольцевая с восемью жаровыми трубами, соединенными друг с другом пламеперебрасывающими патруб-



ками. Наружный стальной корпус неразъемный. В передней части каждой жаровой трубы расположено по одной форсунке с впрыском топлива по потоку воздуха.

Турбина – осевая двухступенчатая. Стальной корпус со сплошными лопатками сопловых аппаратов. Рабочие колеса со стальными рабочими лопатками расположены консольно и прикреплены болтами к ведущему валу, опирающемуся на роликовый подшипник. Перед турбиной установлены восемь термопар.

Реактивное сопло – нерегулируемое. Внутренний конус опирается на четыре радиальные стойки.

Система управления – гидромеханическая с автоматами запуска и приемистости. Единый рычаг управления.

Топливная система – центробежный и шестеренный насосы объединены в один агрегат Чэндлер-Эванс 9427. Давление топлива 4511 кПа. Топливопровод установлен внутри задней части корпуса компрессора. Регулятор расхода топлива Холли А31000. Топливо JP-1 или JP-4.

Система смазки – циркуляционная. Насос подает масло под давлением 313 кПа. Седловидный масляный бак установлен на корпусе компрессора. Масло Турбо Ойл 15.

Система запуска – с электрическим стартером-генератором, установленным на коробке приводов. Система зажигания G.L.A. с мощным разрядом. Две запальные свечи.

Состояние в производстве – летом 1960 г. получено удостоверение о годности к эксплуатации.

Применение – устанавливается на многоцелевом гражданском самолете Локхид Джетстар.

Модификации:

JT12A-8 – девятиступенчатый компрессор, кольцевая камера сгорания, двухступенчатая турбина. Взлетная тяга – 14,71 кН;  $\pi_k^* = 7,0$ ; длина 1,98 м; диаметр 0,559 м; масса 212,28 кг;

JT12A-20 – военный. В отличие от JT12A-6 имеет форсажную камеру с двухпозиционным регулируемым соплом.  $P_{взл.ф} = 17,35$  кН (при  $n = 16\ 000$  об/мин),  $L = 3300$  мм,  $M_{дв} = 293$  кг.

Воздухозаборник – кольцевой. Корпус магниевого сплава с 4 радиальными стойками, поддерживающими передний основной подшипник и стартер. ВНА с нерегулируемыми стальными лопатками.

Компрессор – осевой, 8-ступенчатый.  $\pi_k^* = 4,57$ . Корпус из алюминиевого сплава с продольным разъемом. 8 рядов направляющих лопаток из алюминиевого сплава и один ряд стальных спрямляющих лопаток. Диски и рабочие лопатки из алюминиевого сплава. Передний диск болтами прикреплен к фланцу передней цапфы, опирающейся на 1 двухрядный шариковый упорный подшипник. Задний диск приболчен к фланцу полого вала передачи мощности от турбины, который опирается на роликовый подшипник.

Камера сгорания – кольцевая, испарительного типа. Стальной внешний корпус и кольцевая жаровая труба с 12 испарительными горелками в передней части.

Турбина – осевая, одноступенчатая. Сопловые лопатки сплошные. Диск турбины с откованными вставными лопатками расположен консольно.

Реактивное сопло – нерегулируемое, внутренний конус крепится 4 радиальными стойками.

Система управления – механическая с автоматом запуска и автоматом приемистости. Единый рычаг управления.

Топливная система – топливный насос Фудзи NIE со всережмным регулятором частоты вращения и с перепускным клапаном. Давление топлива 1569 кПа. Регулятор расхода топлива с барометрическим регулятором давления и фильтром. Топливо MIL-F-5624.

Система смазки – циркуляционная. Шестеренный насос, подающий масло под давлением 196 кПа. Расход масла 450 г/ч. Масло MIL-0-6081.

Система запуска – электростартер Шинко-Денки или стартер с направлением струй воздуха на лопатки турбины. Система зажигания Кокусан-Денки с мощным разрядом, 2 запальные свечи.

Состояние в производстве – подготавливался к серийному производству.

Применение – проходил летные испытания на самолетах Фудзи T1B. Намечен для установки на тренировочных самолетах Фудзи T1F2.

В табл. 7.14 приведены параметры ТРД J3-ИИ.

Таблица 7.14. **Некоторые параметры ТРД J3-ИИ [46, 170]**

Параметр	$n$ , об/мин	$P_{взл}$ , кН	$C_{уд\ взл}$ , кг/(кН·ч)	$G_{в}$ , кг/с	$L$ , мм	$D$ , мм	$M_{дв}$ , кг
J3	13000	1200	1,08	23,5	1850	720	350-370

## 7.2. Особенности двигателей для крылатых ракет

Максимальное удешевление двигателя целесообразно достигнуть за счет правильных решений на начальном этапе его разработки, так как возможность уменьшения стоимости в процессе его конструирования, доводки и производства невелика [110].

Разработка конструкции и технологии изготовления наиболее дорогостоящей части ТРД – его турбокомпрессора – основывается на концепции максимальной экономии. Это означает, что, учитывая малый ресурс и даже сохраняя обычную технологию производства, можно создать двигатели со стоимостью в 3...5 раз ниже, чем обычных авиационных ГТД [110].

Использование малоразмерных ТРД позволило создать несколько вариантов сверхзвуковых крылатых ракет. Для них регламентировались максимальные масса, длина и габаритный диаметр, способность вырабатывать электрическую энергию. Так как двигатели были однократные, то не предусматривалось техническое обслуживание и замены вышедших узлов.

Выпускался серийно ряд малоразмерных ТРД: WR-6 для сверхзвуковой мишени, TRS 18 для тренировочного самолета, J402-CA-400 для противокорабельной ракеты «Гарпун».

Накопленный опыт по созданию полноразмерных ТРД с конца 60-х, начала 70-х годов стал использоваться для создания малоразмерных ТРД для применения на летательных аппаратах разного назначения: летающие мишени, разведчики, крылатые ракеты, а также для дистанционно пилотируемых летательных аппаратов, для мониторинга зна-

чительных площадей земной поверхности, разведывательных и ударных летательных аппаратов.

Многие из таких летательных аппаратов являются одноразовыми. Это влияет на требования, которые предъявляются к двигателю. Одноразовое применение БЛА вызывает необходимость создания совершенно иного класса двигателей – с малым ресурсом и стоимостью. При этом облик таких ГТД определяется требованиями к ограничениям, предъявляемыми БЛА. К числу таких требований можно отнести:

- жесткие ограничения по длине, диаметру, объему;
- простота конструкции и низкая стоимость;
- возможность старта (запуска) на больших высотах;
- сравнительно невысокий расход топлива на полет;
- длительный (до 10 лет) срок хранения;
- назначенный ресурс 1...50 часов.

В связи с этими специфическими требованиями потребовалось решить задачу адаптации методов параметрических исследований МГТД применительно к их использованию в качестве силовых установок для БЛА и формирования комплекса критериев эффективности таких летательных аппаратов.

Суть методологии начальных этапов проектирования МГТД для БЛА сохраняется такой же, как и у большегабаритных ГТД.

Она заключается в последовательном поиске оптимальных сочетаний оптимизируемых параметров рабочего процесса МГТД по каждому из критериев, построении областей локально-оптимальных параметров, поиске гарантируемой зоны компромиссных решений, свободных от проектных и критериальных ограничений и устойчивой к неопределенности исходной проектной информации.

При выборе параметров рабочего процесса МГТД для БЛА существуют проблемы, связанные с компоновкой двигателя на летательном аппарате. При переднем расположении приходится учитывать увеличение потерь в выходном устройстве из-за усложнения его конструкции. При размещении СУ в хвостовой части БЛА усложняется конфигурация входного воздухозаборника. Естественно, что если СУ находится во время работы вне корпуса БЛА, то перечисленные проблемы не возникают.

### 7.3. Подъемные ТРД

Опыт применения небольших ТРД для увеличения тяги основных ТВД начался с самолета Ан-24. При его военно-транспортном назначении на него устанавливался ТРД – РУ19А-300 (рис. 7.49).

Дополнительный двигатель использовался при взлете или в случае отказа одного основного двигателя. Это позволило улучшить взлетно-посадочные характеристики, а также увеличить взлетную массу самолета Ан-24 до 21 800 кг. Двигатель имел тягу 8,826 кН,  $\pi_k^* = 4,6$ ,  $T_r^* = 1150$  К,  $G_v = 16$  кг/с,  $M_{дв} = 225$  кг [4].

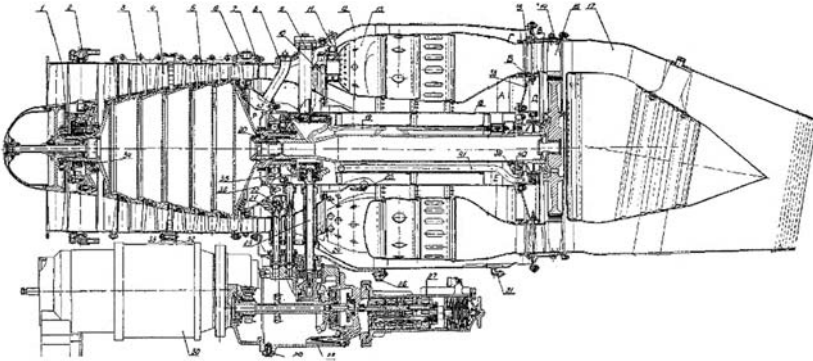


Рис. 7.49. Подъемный ТРД РУ19А-300

Специализированные подъемные двигатели устанавливались в фюзеляж самолетов укороченного взлета и посадки для создания вертикальной тяги. При выполнении горизонтального полета эти двигатели выключаются. Т.е. фактически они работают только при взлете и при посадке. Такое положение диктует необходимость обеспечения у подъемных двигателей минимальных размеров и массы. С другой стороны, специфика использования – т.е. кратковременность работы существенно снижает требования к топливной экономичности. Таким двигателям характерны низкие значения  $\pi_k^*$ , относительно короткая камера сгорания, одноступенчатая турбина, малая длина сопла и минимальное число опор ротора турбокомпрессора. Запуск подъемного двигателя обычно осуществляется подачей струи воздуха на лопатки

турбины. Для уменьшения массы используются композиционные материалы, титан и легкие сплавы. Масса подъемного двигателя в 2,5...3 раза меньше массы обычных ТРД при одинаковой тяге [90].

Малоразмерные ТРД применялись в качестве исходных двигателей, когда интенсивно исследовались сначала самолеты укороченного взлета и посадки, а затем семейства самолетов вертикального взлета и посадки. Для самолетов УВП, разрабатывавшихся в ОКБ Микояна А.И. и Сухого П.О., предлагался подъемный ТРД РД-36-35 тягой  $P = 2,3$  кН и массой  $\approx 200$  кг [3]. Главное назначение такого двигателя – создание вертикальной составляющей тяги. Особых ограничений на удельный расход топлива не накладывалось, так как устанавливаемые на СУВП такие двигатели работали короткое время на взлете и посадке. Практически это позволяло уменьшить более чем в два раза длину пробега при посадке. Впоследствии эти двигатели для таких же целей успешно применялись на самолете МиГ-23УВП и на тяжелом штурмовике Т-58ВД.

Незначительно форсированный РД-36-35Т ( $P_{дв} = 24,44$  кН) использовался в качестве стартового ТРД для тяжелого самолета Ту-22ПД.

## Глава 8

# МАЛОРАЗМЕРНЫЕ ГТД ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ

### 8.1 Поколения ГТД для вертолетов

Мощность ГТД для вертолетов находится в весьма широком диапазоне от 220 кВт (300 л.с.) до 8400 кВт (11400 л.с.). Сложилась явная тенденция стабилизации максимальной взлетной мощности двигателя на уровне 1800...2300 кВт (2500...3200 л.с.), что в основном связано с уменьшением взлетной массы вертолета вследствие использования в их конструкциях композитных материалов при увеличении полезной нагрузки.

В 60...70-е годы вертолетные ГТД выполнялись в основном по схеме с выводом вала мощности назад (ТВ2-117, Д-25В, Т64, Т58, Астазу и др.) (рис. 8.1...8.5). В этом поколении ГТД со свободной турбиной были созданы и первые конструкции с встроенным редуктором, частота вращения выводного вала которых определялась разработчиками вертолета – ГТД-350, LTS101 (рис. 8.6, 8.7), 250С (рис. 8.29) и др.

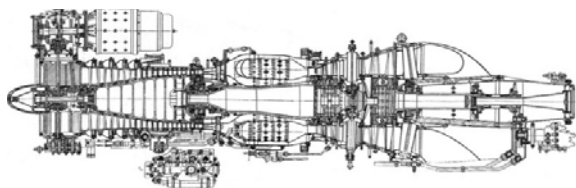


Рис. 8.1. ТВ2-117 и вертолет Ми-8

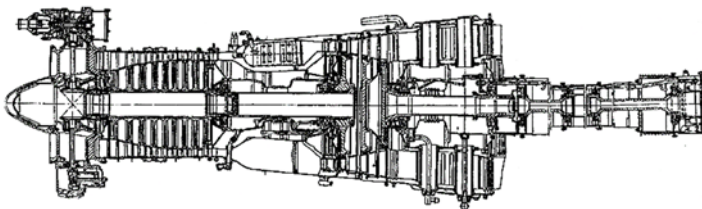


Рис. 8.2. двигатель Д-25В и вертолет Ми-10



Рис. 8.3. General Electric T64 и вертолет Lockheed Ан-56 Cheyenne



Рис. 8.4. General Electric T58 и вертолет Aérospatiale SA321 Super Frelon





Рис. 8.5. Turbomeca Astazou и вертолет Аérospatiale Alouette II

Следующее поколение вертолетных ГТД продолжило совершенствование турбокомпрессорной части (ТВЗ-117, Т700 (рис. 8.8, 8.9), Макила (рис. 8.14) и др.). В двигателе Ариэль был реализован вывод вала мощности вперед через дополнительный задний редуктор (рис. 8.10). Такая схема применяется и на турбовинтовых двигателях ТВД-10, ТВД-20 и ТВЗ-117 СБМ-1 (рис. 8.11...8.13).

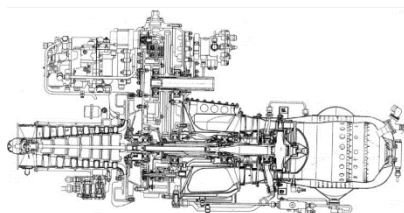


Рис. 8.6. ГТД-350 и вертолет Ми-2



Рис. 8.7. Lycoming LTS101 и вертолет Bell 222U

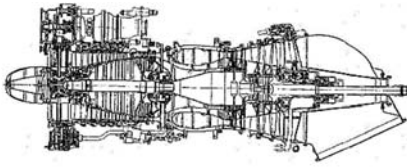


Рис. 8.8. Климов ТВ3-117 и вертолет Ми-24П

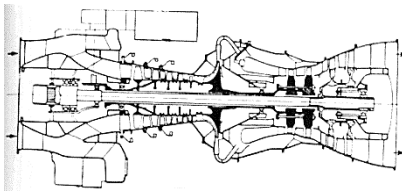


Рис. 8.9. General Electric T700 и вертолет Bell AH-1 SuperCobra

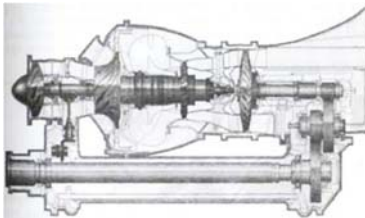


Рис. 8.10. Turbomeca Arriel и вертолет Aérospatiale AS.350 Écureuil

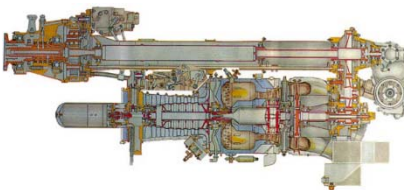


Рис. 8.11. ТВД-10Б и самолет ОКБ Бериева Бе-32

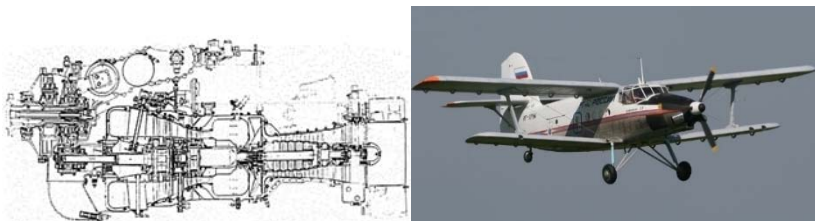


Рис. 8.12. ТВД-20 и самолет Ан-3Т



Рис. 8.13. ТВ3-117ВМА-СБМ1В и вертолет Ми-171А2

Схема вывода мощности вперед усложняет и утяжеляет конструкцию двигателя, однако позволяет сохранить проверенную конструкцию газогенератора.

В двигателях 80...90 гг. продолжалось постоянное совершенствование серийных двигателей в направлении увеличения мощности, уменьшения расхода топлива и массы, применения новых алгоритмов и систем автоматического управления. Типичным ГТД СТ этого поколения является двигатель Макила (рис. 8.14).

Обычно турбовальные двигатели выполняются по одновальной схеме газогенератора, однако имеются две модели двигателей, которые отличаются 2-каскадной схемой турбокомпрессора. Это – ГТД СТ Gem фирмы Роллс-Ройс (рис. 8.15). В этом двигателе компрессор низкого давления состоит из 4 осевых ступеней, а компрессор высокого давления – одноступенчатой центробежной ступени, которые соответственно приводятся одноступенчатыми турбинами. Дальнейшего раз-

вития эта схема не получила и применяется только в двигателях Gem и Gem 2 для английских вертолетов «Линкс» и «Супер Линкс». Это объясняется наличием большого количества опорных узлов и подшипников, что, безусловно, сказывается на массе двигателя, его надежности и цене.

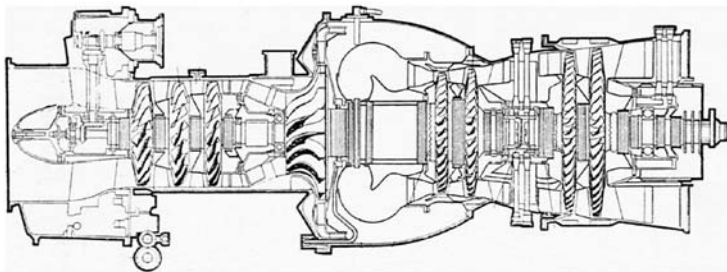


Рис. 8.14. Turbomeca Makila и вертолет Eurocopter AS332 Super Puma

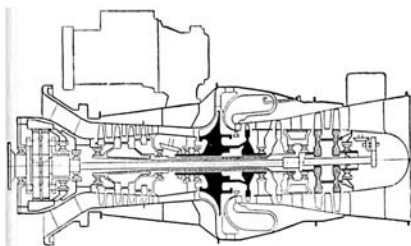


Рис. 8.15. Rolls-Royce Gem и вертолет Westland Lynx

Другим ГТД СТ с двухвальным газогенератором является самый мощный в мире двигатель Д-136 (мощностью 8500 кВт) отечественного вертолета Ми-26 (рис. 8.16). Этот двигатель разрабатывался на базе ТРДД Д-36 с использованием его двухвального газогенератора.

В новых двигателях 1990...2000 гг. получили широкое распространение ГТД СТ с центробежными ступенями компрессора. В двигателях малой и средней мощности (Арриус и PW 207) (рис. 8.17, 8.18) – одноступенчатый ЦБК, в двигателях средней мощности (Т800 и Ардиден) (рис. 8.19, 8.20) – двухступенчатый ЦБК.

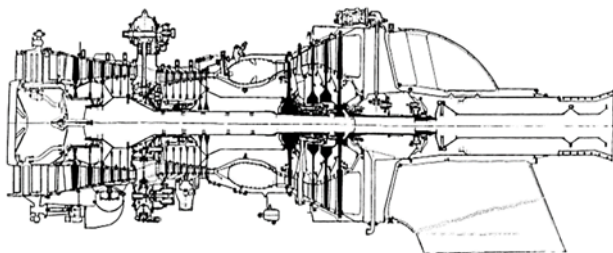


Рис. 8.16. Д-136 и вертолет Ми-26 [196]

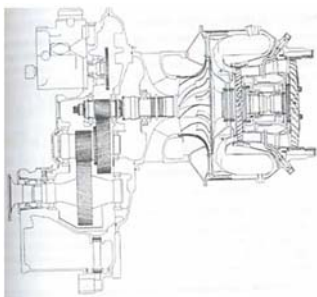


Рис. 8.17. Turbomeca Arrius и вертолет Eurocopter EC120 Colibri



Рис. 8.18. PW207D1 и вертолет Bell 427

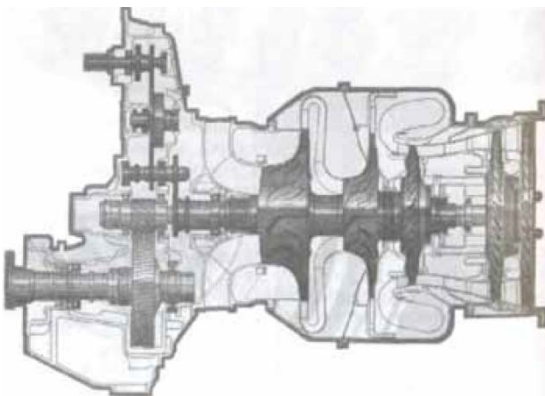


Рис. 8.19. Turbомеса Ardiden 1H и вертолет HAL Light Combat Helicopter



Рис. 8.20. LHTEC T800 и вертолет AgustaWestland AW159 Wildcat

Следует отметить достаточно осторожное отношение фирм-разработчиков двигателей к использованию охлаждаемых турбин. На двигателе T700, серийное производство которого было начато еще в 1976 г., применялась двухступенчатая охлаждаемая турбина компрессора, на двигателе РД-600В (рис 8.21) (начало разработки 90-е годы) также применена двухступенчатая турбина компрессора, на двигателе RTM 322 (рис 8.22) (разработка 90-х годов) применены охлаждаемые первые три венца двухступенчатой турбины высокого давления. Наконец, на двигателе средней мощности MTR 390 (рис 8.23) (разработка конца 90-х годов) применена одноступенчатая охлаждаемая турбина.

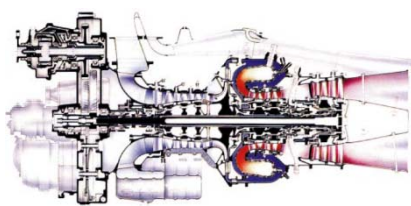


Рис. 8.21. РД-600В и вертолет Ка-62

Существует способ создания турбовальных и турбовинтовых двигателей с использованием единого газогенератора. Такими двигателями являются ТВД семейства PW 100 (рис. 8.24) и ГТД СТ PW127S (рис. 8.25), ТВД ТВ7-117С (рис. 8.26) и ГТД СТ ТВ7-117В. Базовые самолетные двигатели имеют двухступенчатые охлаждаемые турбины

(PW – двухвальный газогенератор, ТВ7 – одновальный), охлаждаемые турбины имеют и вертолетные модификации.

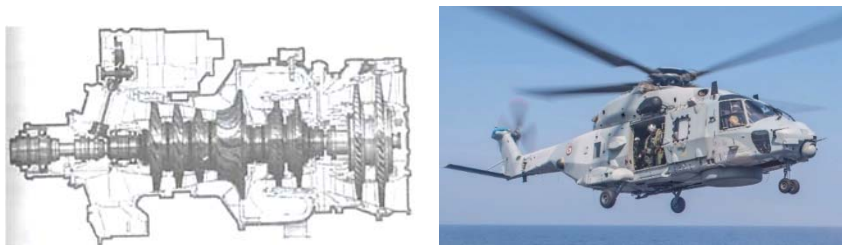


Рис. 8.22. Rolls-Royce Turbomeca RTM322 и вертолет NHIndustries NH90



Рис. 8.23. MTR390 и вертолет Eurocopter Tiger



Рис. 8.24. Pratt & Whitney Canada PW100 и самолет Bombardier 415



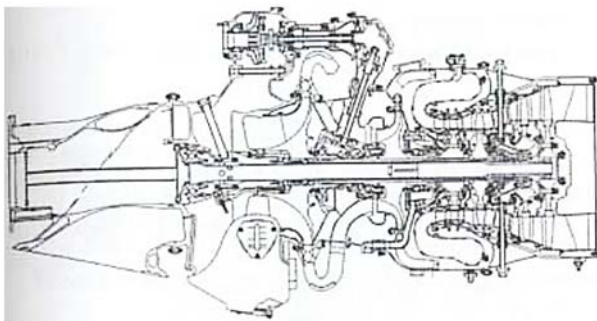


Рис. 8.25. Pratt & Whitney Canada PW127F и самолет Bombardier 415

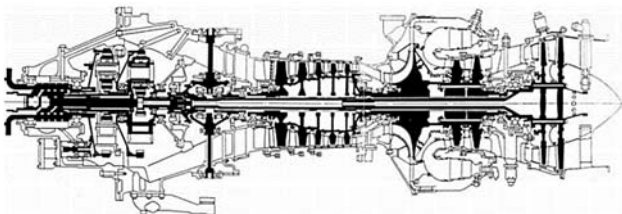


Рис. 8.26. ТВ7-117С и самолет Ил-114

Вместе с тем даже для новых двигателей малой размерности мощностью менее 800 кВт характерно применение одноступенчатых турбин с неохлаждаемыми рабочими лопатками (Арриус, PW207, ВК-800 (рис. 8.27) и др.). В этом ряду находится и двигатель средней мощности – Ардиден. Вместе с тем на двигателе АИ-450 (рис. 8.28) применяется одноступенчатая охлаждаемая турбина компрессора.

Таким образом, существует однозначная зависимость: применение охлаждаемых турбин компрессора в ГТД СТ характерно для двигателей средней и большой мощности, для ГТД СТ малой мощности охлаждаемые турбины, как правило, не применяются. Это напрямую связано с размерностью рабочих лопаток турбин, изготовление в которых охлаждающих каналов или полостей чрезвычайно технологически затруднено, и с существенным влиянием утечек охлаждающего воздуха на газодинамическую эффективность турбинной ступени.



Рис. 8.27. ВК-800 и вертолет Ка-226

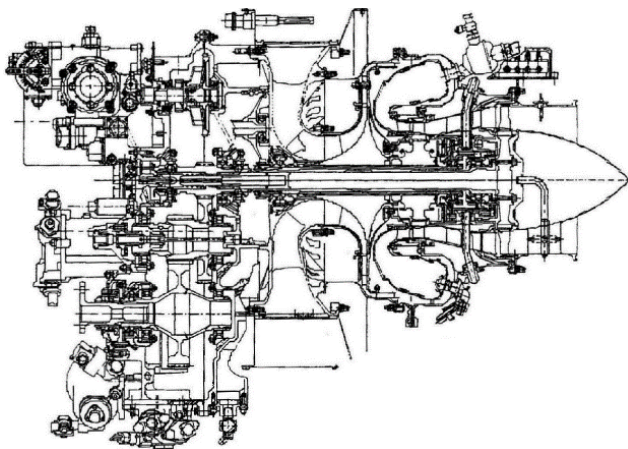


Рис. 8.28. АИ-450М [42] и вертолет Ми-2МСБ

В двигателях особо малой мощности ( $< 400$  кВт) охлаждаемые турбины не применяются.

Несмотря на технологический прогресс в создании новых авиационных двигателей, существуют уникальные ГТД СТ, разработка которых началась в конце 50-х годов, а развитие продолжается до сих пор – Аллисон 250 С (рис. 8.29). За время своего существования двигатель создавался в вариантах ГТД СТ и ТВД, наиболее массовыми из которых являются турбовальные модификации двигателя 250 С–20, 30, 40 и другие.



Рис. 8.29. Двигатель Аллисон 250 С [192] и вертолет AgustaWestland AW109 [192]

Двигатель 250 С (рис.8.3) выполнен по оригинальной схеме, в которой осецентрированный компрессор (7 осевых + 1 центробежная ступени) подает воздух через длинные осевые трубопроводы к индивидуальной камере сгорания, которая установлена по оси двигателя в его задней части. Горячий газ из камеры сгорания поступает в турбину компрессора и затем в двухступенчатую свободную турбину, вывод вала мощности которой осуществляется через промежуточный редуктор в осевом направлении. Отметим, что в модификации 250 С40 взлетной мощностью 530 кВт уже применен одноступенчатый центробежный компрессор с высокой степенью повышения давления ( $\pi_k^* = 9,2$ ).

## 8.2 Типоразмерный ряд двигателей для вертолетов

К началу 80-х годов количество типов двигателей для вертолетов и самолетов местных воздушных линий стало поставляться значительно больше, т.к. авиадвигателестроительные фирмы создавали изделия по требованию разных заказчиков. В этой связи еще в СССР было принято правильное решение о создании типоразмерного ряда ГТД СТ и ТВД. В качестве критерия были использованы взлетные мощности и удельный расход топлива двигателя. Нормировались также показатели ресурса, удельной массы и надежности. Был предложен типоразмерный ряд этих двигателей в четырех номинациях по мощностям: I – 300 кВт; II – 600 кВт; III – 1200 кВт и IV – 2400 кВт. Впоследствии этот ряд был дополнен 0 – 200 кВт и IV – 4800 кВт и более.

Для каждого из этих типоразмеров с учетом статистических фактических данных и прогноза по перспективам улучшения были определены величины удельного расхода (рис. 8.30, табл. 8.1).

Для каждого типоразмера предполагалась возможность (10...15 %) увеличения или уменьшения взлетной мощности для разных вариантов двигателей.

Предложенный типоразмерный ряд оправдал себя. Так, во II типоразмере разработан турбовальный двигатель ВК-800 мощностью 588 кВт, в III – созданы ГТД СТ и ТВД РД 600В и ТВД 1500Б (рис. 8.31) мощностью 926 кВт и 1300 кВт соответственно, в IV – ТВД ТВ7-117С мощностью 1840 кВт и ТВ7-117В мощностью 2060 кВт. По двигателям I типоразмера разработаны технические предложения. Потребности в двигателе V типоразмера пока нет, в связи с чем работы в этом направлении пока не проводятся.

Следует отметить, что обеспечение требуемой мощности двигателей типоразмерного ряда, с учетом приведенных параметров рабочего процесса, достигается достаточно эффективно. Тем более что в случае ее недополучения имеется возможность за счет повышения температуры газа перед турбиной обеспечить требуемую мощность.

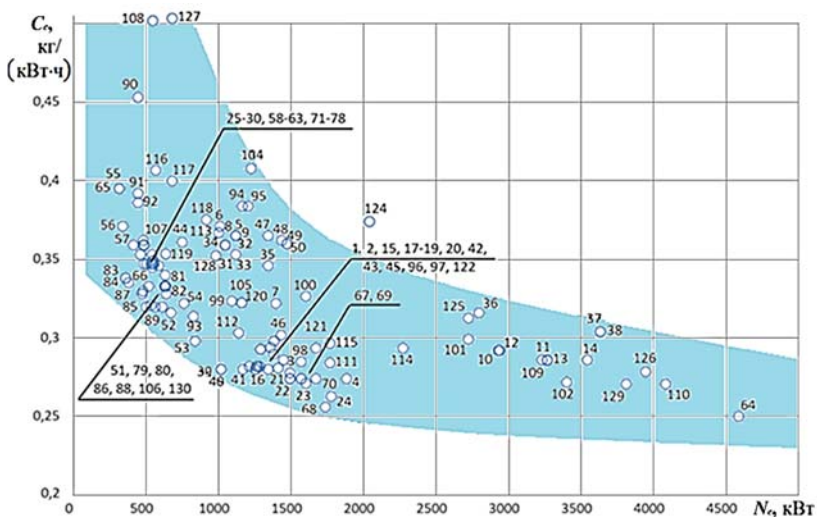


Таблица 8.1. Основные технические данные ТВаД для условий взлета ( $H = 0$  км,  $V_n = 0$  км/ч, САУ)

№	ГТД	$N_{в}$ , кВт	$C_v$ , кг/ (кВт·сч)	$M_{вс}$ , кг	$G_{вс}$ , кг	$\pi^*$	$T^*, K$	$B$ , мм	$H$ , мм	$L$ , мм	$\gamma_{вс}$ , кг/кВт	Дата сертифи- и	Применение	Источник
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
1	CT7-2A	1286	0,293	195	5,2	16,1	1373	635	584	1194	0,152	1977	Bell 214ST	45, 47, 51
2	CT7-2D/2D1	1286	0,293	200							0,156		Sikorsky S-70C	51
3	CT7-6/6A	1491	0,278	224	4,87	18	1588				0,150	1988	EH Industries EH 101	51, 192
4	CT7-8	1879	0,274	244		21	1650	660	635	1240	0,130	1978	Sikorsky S-92	51
5	CT58-140	1119	0,365	154							0,138		Sikorsky S-61	51
6	T58-GE-8F	1007	0,371	138	12,4	8,3			1397		0,137	1957	CH-46A, SH-2F	51, 192
7	T58-GE-16	1394	0,322	201	6,2	8,4	1230	600	750	1730	0,144	1976	Boeing CH-46E	51, 53, 192
8	T58-GE-100	1119	0,365	152	6,2	8,4	1303				0,136	1972	Sikorsky CH-124	51, 192
9	T58-GE-400B	1119	0,365	156							0,139		Sikorsky VH-3D	51
10	T64-GE-7A	2935	0,292	327							0,111		Sikorsky CH/HH-53C	51
11	T64-GE-100	3229	0,286	327		14,9				2007	0,101	1964	MH-53J, S-65A, H-53	51, 192
12	T64-GE-413A	2927	0,292	325							0,111		Sikorsky CH-53D	51
13	T64-GE-415/416	3266	0,286	327							0,100		Sikorsky CH-53E, RH-53D/E	51
14	T64-GE-419	3542	0,286	342							0,097		Sikorsky MH-53E	51
15	T700-GE-401	1260	0,282	201	4,8	17	1173				0,160	1980	AH-1W, SH-2G, HH-60D	51, 192
16	T700-GE-401C	1342	0,28	208							0,155		HH-60H/J, MH-60R, SH-60B/F	51
17	T700-GE-700	1210	0,282	198	17	17	1473			1200	0,164	1977	EH-60A, MH-60G, UH-60A	51, 192

Продолжение табл. 8.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
18	T700-GE-701	1266	0,282	199						1200	0,157		Boeing AH-64	51, 192
19	T700-GE-701A	1285	0,282	199							0,155		Sikorsky S-70C	51
20	T700-GE-701C	1409	0,281	207							0,147		AH-64, UH-1Y, UH-60L	51
21	T700-GE-701D	1491	0,274	207							0,139		AH-64, UH-60M	51
22	T700/T6A	1491	0,274	220							0,148		Italian EH 101	51
23	T700/T6A1	1600	0,271	224							0,140		Canadian EH 101	51
24	T700/T6E	1775	0,263	241							0,136		NH Industries NH 90	51
25	LTS101-600A-3/3A	459	0,353	115	2,18	8,4	1297			780	0,251	1974	AS 350/AS 350D	51, 192
26	LTS101-650B-1	485	0,347	121							0,249		BK-117A	51
27	LTS101-650C-3/3A	503	0,347	109	2,03	8,4	1313				0,217	1976	Bell 222	51, 192
28	LTS101-750B-1	542	0,347	123	2,3	8,5		470	644	789	0,227		BK-117B	51, 50
29	LTS101-750B-2	553	0,347	123							0,222		HH-65A	51
30	LTS101-750C-1	548	0,347	123							0,224		Bell 222B	51
31	T53-13B	1044	0,359	247							0,237		Bell 205	51
32	T53-L-13B	1044	0,359	247	5	6	1173				0,237	1975	Bell UH-1H	51, 192
33	T53-L-17B	1119	0,353	247							0,221		Kaman K-Max	51
34	T53-L-701A	1044	0,359	314	4,85	7,4				1483	0,301	1955	TCH-1A	51, 192
35	T53-L-703	1342	0,346	247							0,184		AH-1S, AH-1Q	51
36	T55-L-712	2796	0,316	345							0,123		CH-47D	51

Продолжение табл. 8.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
37	T55-L-714	3629	0,304	377							0,104		MH-47	51
38	T55-L-714A	3629	0,304	377		9,32	1088			1196	0,104		CH-47F	51, 192
39	CTS800-2	1014	0,28	150							0,148	1991	Agusta A129	51
40	CTS800-4N/4K	1014	0,28	174							0,172	1991	Super Lynx 300	51
41	T800-LHT-801	1166	0,28	150	3,76	14		564	681	858	0,129		RAH-66	50, 51
42	T800-LHT-802	1254	0,28	150							0,120		RAH-66	51
43	MTR 390	1253	0,28	154	3,2	13	1450	442	682	1078	0,123	1993	Tiger HAC/HAP/UH-T	50, 51
44	PT6B-37A	747	0,361	175				495	894	1630	0,234	1963	Agusta A119	51, 192
45	PT6C-67A	1447	0,286	190				525	525	1670	0,131		Agusta Bell 609	51, 192
46	PT6C-67C	1380	0,298	188				571	571	1500	0,136		Agusta Bell 139	51, 192
47	PT6T-3B/BF	1342	0,365	299	6,2	7,1	1350	1105	825	1670	0,223	1971	Bell 212, 412, 412SP	51, 192
48	PT6T-3D/DF	1432	0,362	313							0,219		Bell 412HP/EP	51
49	PT6T-6	1469	0,36	299						1575	0,204		Agusta Bell 212, 412	51, 192
50	PT6T-68	1469	0,36	302							0,206		Agusta Bell 412HP	51
51	PW 207K	515	0,333	108		8		450	541	1024	0,210	2003	Аrcat	51
52	Gem 2	671	0,316	191	3,13	12	1240		595	1035	0,285	1971	Lynx	45, 51
53	Gem 41-1/42	835	0,298	191	7	12,1	1365	575	596	1099	0,229	1979	Super Lynx	50, 51, 192
54	RR 1004	759	0,322	167							0,220		Agusta A 129	51
55	250-C20B/F//S/W	313	0,395	73	1,23	6,2		483	571	986	0,233		Bell 206B, BO 105, TH-67	51, 192



Продолжение табл. 8.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
56	250-C20R	336	0,371	78	1,73	7,9		528	589	986	0,232		Agusta A 109, Bell 206B, MD 500	51, 192
57	250-C28B/C	410	0,359	108	1,96	7,08	1075				0,263	1977	Bell 206L, BO 105LS	51, 192
58	250-C30G/G2	485	0,359	117							0,241		Bell 222/230	51
59	250-C30L/P/R/S/U	485	0,359	113	2,54	8,5	1323				0,233	1976	Bell 206L, MD 530, RFB600, S-76A	51, 192
60	250-C30R/1	485	0,359	116							0,239		OH-58D	51
61	250-C30R/3	485	0,359	124							0,256		OH-58D	51
62	250-C40B	533	0,347	127	2,77	9,2		555	638	1066	0,238	1995	Bell 430	50, 51
63	250-C47B/M	485	0,359	124	2,77	9,2		555	638	1040	0,256		Bell 407, MD 600N	51, 192
64	AE 1107C	4586	0,25	441		16,7				1980	0,096		Bell Boeing V-22	51, 192
65	T63-A-720	313	0,395	72	1	6,2					0,230		OH-58C, TH-57	51, 192
66	T703-A-700	485	0,359	116							0,239		OH-58D	51
67	RTM 322-01/8	1567	0,274	244	5,75	14	1480	659	604	1171	0,156	1992	EH 101 Mk 1	50, 51
68	RTM 322-01/9	1735	0,256	228		16,1		659	604	1129	0,131	2004	NH Industries NH 90	51
69	RTM 322-01/12	1567	0,274	244							0,156		WAH-64	51
70	RTM 322-02/8	1671	0,274	244		14,2				1170	0,146		EH 101 Mk 3	51, 192
71	Arriel 1B	478	0,362	114	2,4	8	1113			1122	0,238	1974	AS 350BA	51, 192
72	Arriel 1C1	540	0,353	119	2,6	9	1273	473,5	609	1122	0,220	1975	AS 365N1	47, 51, 192
73	Arriel 1C2	550	0,349	119							0,216		AS 365N2	51
74	Arriel 1D1	546	0,349	122							0,223		AS 350B1/B2	51

Продолжение табл. 8.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
75	Arriel 1E2	550	0,349	125							0,227		BK-117C1	51
76	Arriel 1K1	550	0,349	123							0,224		Agusta A 109K/K2	51
77	Arriel 1M1	584	0,346	123							0,211		AS 565	51
78	Arriel 1S1	539	0,345	130		8					0,241	1996	Sikorsky S-76C	51, 192
79	Arriel 2B/2B1	632	0,333	128							0,203		AS 350B3/EC130	51
80	Arriel 2C	626	0,333	128							0,204		AS 365N3	51
81	Arriel 2C1	632	0,333	128							0,203		EC 155	51
82	Arriel 2S1	638	0,328	131		8		503	714	1539	0,205	1996	Sikorsky S-76D	51
83	Arrius 1A	357	0,338	114		8	1143	367	568	793	0,319	1987	AS 355N	50, 51
84	Arrius 1M	357	0,338	114							0,319		AS 555N	51
85	Arrius 2B1/2B1A	500	0,32	114							0,228		EC 135	51
86	Arrius 2B2	472	0,328	114							0,242		EC 135	51
87	Arrius 2F	376	0,335	103							0,274		EC 120	51
88	Arrius 2K1	559	0,32	115		9		538	638	973	0,206	2001	Agusta A 109E	51
89	Arrius 2K2	534	0,321	115							0,215		Agusta A 109M	51
90	Artouste 3B	441	0,453	181							0,410		SA 315, SA 316	51
91	Astazou 3	441	0,392	147							0,333		SA 341	51
92	Astazou 14	441	0,386	158	3,35	8,1	1185	520		1434	0,358	1976	SA 319, SA 342	51, 192
93	TM 333 2B2	825	0,314	166		10,1	1230				0,201	1974	ALH	51, 192

Продолжение табл. 8.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
94	Turmo 3C7	1201	0,384	299	6,2	5,9				1820	0,249		SA 321	51, 192
95	Turmo 4	1163	0,384	234							0,201		SA 330	51
96	Makila 1A1	1357	0,294	235	5,55	10,4	1318				0,173		AS 332, SA 330	45, 51
97	Makila 1A2/1K2	1376	0,29	235							0,171		AS 532/Rooivalk	51
98	Makila 2A	1567	0,285	279						1836	0,178		EC 225, EC 725	51, 192
99	BK-800	1088	0,3237	140		9		590	580	1000	0,129	2006	Ми-54, Ка-126, Ка-226, «Ансат»	195
100	BK-1500BK/BM	1599	0,3264	250	7,3	7,4	1187	708	847	1714	0,156	1999	Ка-60, Ка-62, Ми-8	195
101	BK-2500	2720	0,2992	300	9,3	10	1313	660	728	2055	0,110	2001	Ми-17, Ка-32, Ми-28Н, Ми-24, Ми-28, Ка-50, Ка-52	195
102	ТВ7-117В	1838	0,272	360	9,2	17	1530	635	727	1780	0,196	1991	Ми-38, Ка-32, Ка-52	123
103	Д-25В	7480	0,3903	1243	26	5,6	1160	1086	1158	2737	0,166	1958	Ми-6, Ми-10	123
104	ГТД-3Ф	1224	0,408	240	4,65	6,5	1142	580	900	2295	0,196	1964	Ка-25	47, 195
105	ТМ 333	1156	0,3223	140	>3	11	1370		557	943	0,121	1985	AS.365, Sikorsky S-76	47
106	HTS900-2	611	0,32	153							0,251	2008	Bell Textron ARH-70A Apache	192
107	АИ-450МС	632,4	0,3536	103	1,72			515	536	1085	0,163	2005	Ка-226, Ми-2а, «Ансат»	123, 195
108	ГТД-350	544	0,5018	135	2,2	6	1243	522	680	1350	0,248	1963	Ми-2	123
109	BK-2500	3264	0,2856	300						2055	0,092			195
110	BK-3500	4080	0,2706		15,1			685	895	1495	0,000	2006	Ми-38	195
111	РД-600	1768	0,2842	220	4	12,7					0,124	2003	Ка-62	195
112	PLT34B-1	1135	0,3033	107	2,72		1121			900	0,094			47

Окончание табл. 8.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
113	250-С34	999,6	0,3672	116	2,54	8,5					0,116	1984	Sikorsky S-76 Mk. 2	47, 195
114	СТ7-7Е	2268	0,2938	307							0,135			195
115	GEM 60	1768	0,2965	155	4,72		1430			1092	0,088		«Линкс» Mk. III	50
116	GEM 2	564,4	0,4066	150	3,13	12	1240		595	1035	0,266			195
117	Gem 41	680	0,3998	156	3,54	13	1400				0,229	1879	«Линкс» WG.30	192
118	Gem 60-3/3	912	0,3754	155	4	13	1430				0,170	1983		45, 50
119	TM319	628,3	0,34	85	1,6	8,5	1300		521	809	0,135	1985	AS.355	47
120	TM333	1156	0,3223	140	>3	11	1370		557	943	0,121	1985	AS.365, Sikorsky S-76	47
121	MTM385-1R	1670	0,2938	190	3,41	11,16	1450			1248	0,114	1984	PAH-2	47
122	MTM380	1428	0,3019	145	3	13	1400			940	0,102	1980	PAH-2	45
123	Д-136	8382	0,2693	1050	36	18,4	1516	1382	1124	3715	0,125	1982	Ми-26, Ми-26Г	123
124	ТВ2-117	1102	0,374	338	8,4	6,6	1125	550	748	2842	0,307	1964	Ми-8	123
125	ТВ3-117	1470	0,3128	285	8,7	9,55	1193	660	728	2055	0,194	1972	Ми-24	123
126	ТВа-3000	3944	0,2788	380		15,1	1500	685	895	1495	0,096	2006	Ми-38, Ми-17, Ка-32	123, 195
127	ТВД-400	680	0,5032	96						620	0,141		Д-12 «Салсан»	195
128	ТВ-0-100	979,2	0,3522	125	2,66	9,2	1300	735	780	1275	0,128	1990	Ка-126	123
129	ВК-3000В	3808	0,2706	360	9,2	17	1530				0,095	2006		195
130	PW206A	477	0,33	108	1,95	8		500	566	912	0,225	1991	Эксплорере 900	50

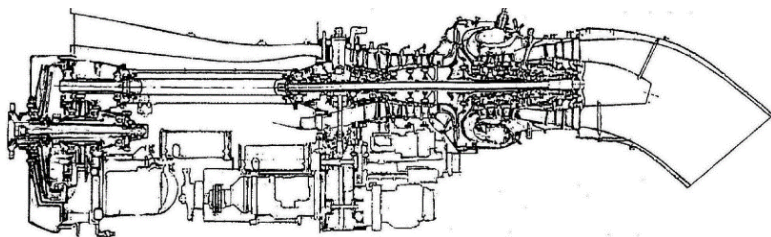


Рис. 8.31. ТВД-1500 и самолет Ан-38

Обеспечение проектной величины удельного расхода топлива является значительно более трудной задачей, т.к. достижение проектных значений КПД лопаточных машин и гидравлических потерь в проточной части обычно чрезвычайно затруднительно по конструкционным и технологическим причинам. В связи с этим фактические расходы топлива оказываются больше проектных значений. Поэтому обычно после завершения официальных испытаний разрабатывается план конкретных мероприятий по достижению проектных величин в определенные сроки. Однако даже после реализации этих мероприятий не всегда удается обеспечить проектные величины расхода топлива. Причем это обстоятельство характерно для мирового двигателестроения.

Удельная масса малоразмерного двигателя в значительной мере определяется массой его агрегатов, доля которых в суммарной массе может составлять 35...45%, причем разработчиками агрегатов являются специализированные предприятия, которые и определяют величины массы своих агрегатов.

Статистические данные показывают, что удельная масса отечественных малоразмерных двигателей со свободной турбиной превышает значения  $\gamma_{дв}$  зарубежных двигателей. Это во многом объясняется различиями в компоновке двигателей узлами и агрегатами. В частности, во многих случаях фирмы-изготовители двигателей в массу своих изделий не включают стартер-генератор, маслблок, пылезащитное устройство, редуктор и др. Кроме того, из-за высокой степени массового совершенства турбокомпрессорной части уменьшение ее массы на фоне массы двигателя в целом оказывается малоэффективным. Например, в отечественном ГТД СТ ТВ-0-100 (рис. 8.32) возможное снижение массы диска силовой турбины составило 0,4 кг, тогда как только одна масса топливно-масляного теплообменника составляет 17 кг.

Показательно, что каждый из этих типоразмеров имеет свои термодинамические параметры рабочего процесса и конструктивные схемы. Это является свидетельством весьма тесной взаимосвязи размерности и параметров.

Для двигателей I типоразмера характерны степень повышения давления  $\pi_k^* = 5 \dots 8$  и температура газа перед турбиной  $T_{г}^* = 1180 \dots 1240$  К, для двигателей II типоразмера  $\pi_k^*$  обычно составляет  $8 \dots 10$  и  $T_{г}^*$  до 1280 К, для двигателей III типоразмера  $\pi_k^* = 10 \dots 13$  и  $T_{г}^*$  до 1500 К и для IV типоразмера  $\pi_k^* = 12 \dots 16$  и  $T_{г}^*$  до 1550 К.

В перспективе термодинамические параметры рабочего процесса будут увеличиваться по мере совершенствования методов расчета аэродинамических и прочностных характеристик турбомашин.

В частности, для двигателей с центробежными ступенями компрессора возможен прогресс при использовании закрытых рабочих колес, т.е. колес с покрывными дисками на наружных кромках лопаток, что позволяет уменьшить потери в радиальном зазоре. Другим резервом для увеличения КПД центробежных ступеней может явиться применение трубчатых диффузоров (вместо лопаточных). Это же решение способствует уменьшению диаметральных размеров ступени.

Применение наклонных камер сгорания вместо противоточных позволяет сократить длину валов, особенно вала свободной турбины, направленного вперед, и увеличить скорость потока на выходе из центробежной ступени компрессора, что благоприятно сказывается на его характеристиках по газодинамической устойчивости.

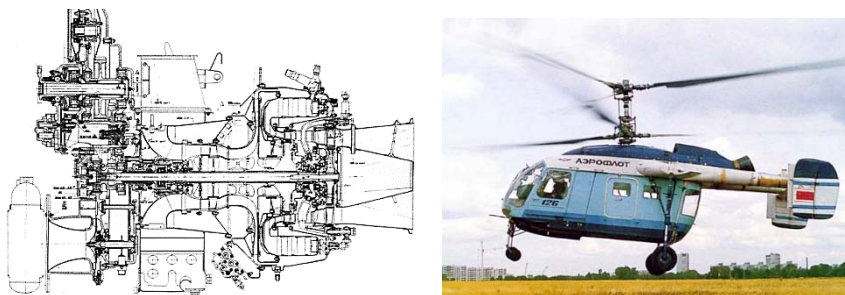


Рис. 8.32. ТВ-0-100 и вертолет Ка-126

Следует также отметить, что требования по эмиссии загрязняющих веществ – нормы ИСАО для двигателей большой размерности, существуют много лет и постоянно ужесточаются. В СССР еще в 80-е годы решением Министерства авиационной промышленности в технических требованиях на новый двигатель регламентировались величины эмиссионных характеристик для двигателей большой и малой размерности. Эти требования относятся и к малоразмерным турбовальным, турбовинтовым и вспомогательным двигателям.

Турбины малоразмерных двигателей достаточно консервативны и улучшения их аэродинамических характеристик следует ожидать в соответствии с успехами в развитии методов расчета и конструирования. Реальные улучшения могут быть реализованы за счет уменьшения утечек (стабилизация и уменьшение радиального зазора над рабочими лопатками, уменьшение перетечек по полкам сопловых лопаток, минимизация втеканий в проточную часть охлаждающего воздуха, применение моноколес в проточной части и другие конструктивные усовершенствования). Важную роль в этой связи играет создание научно-технического задела по перспективным конструкторско-технологическим решениям. В числе этих решений высокоэффективные центробежные и осевые ступени компрессора, компактные экологически чистые камеры сгорания, высокоперепадная охлаждаемая турбина компрессора, высокоэффективная силовая турбина, электронная САУ, применение перспективных металлических материалов, композиционные и керамические материалы для корпуса компрессора, сегментов жаровой трубы камеры сгорания, вала силовой турбины, тел качения подшипников и другое.

Использование этих решений одновременно в конкретном двигателе нереально, но создание НТЗ позволяет выбрать из всего комплекса несколько решений, сумма которых определит высокий технический уровень перспективных ГТД СТ.

### 8.3 Применение пылезащитных устройств

Эксплуатация вертолетов происходит с различных взлетно-посадочных площадок – аэродромные штатные ВПП, площадки с твердым покрытием, площадки с грунтовым покрытием и неподготовленные площадки. В связи с особенностями взлета и посадки вертолета несущий (несущие) винт (винты) образует (ют) воздушные потоки, которые поднимают посторонние предметы с площадки (пыль, песок, камни, случайные металлические детали, растительность и др.). Поскольку в воздухозаборники в этом воздушном потоке на вход в компрессор ГТД может попасть некоторое количество этих предметов, это приводит к повреждению элементов двигателя. В случаях столкновения рабочих лопаток с твердыми предметами на их входных кромках, как правило, образуются забоины, трещины и вырывы материала лопатки, что может привести к разрушению лопатки (лопатоки) со всеми вытекающими отсюда последствиями. При попадании на вход в компрессор крупной пыли направляющие и особенно рабочие лопатки подвергаются эрозионному износу (особенно входные кромки), что приводит к уменьшению напорности компрессора и уменьшению запаса его ГДУ. Для предотвращения или уменьшения количества пыли, попадающей в двигатель, применяют пылезащитные устройства (ПЗУ).

Такая система защиты позволяет отсепарировать посторонние частицы в воздушном потоке на входе в компрессор двигателя.

Существует несколько типов пылезащитных устройств – контактные и инерционные. Контактные ПЗУ состоят из некоей емкости, внутри которой обычно помещается промасленная намотка, и попадающий в емкость «грязный» воздух закручивается и сепарирует загрязняющие частицы на намотку, а «чистый» воздух эвакуируется к потребителю, т.е. в ГТД. Степень очистки в таком ПЗУ достаточно высокая и может составлять 97 % и более, однако это достигается за счет больших



потерь давления заторможенного потока, кроме того, необходимо периодическое техническое обслуживание фильтров по их замене. Такие ПЗУ нашли применение в системах очистки воздуха в транспортных, в частности, танковых ГТД.

Инерционные ПЗУ выполняются по различным схемам, но принцип их действия одинаков: поток «грязного» воздуха обтекает некое  $\lambda$  – образное тело, при этом тяжелые частицы сепарируются к периферии потока и удаляются по внешнему каналу, а «чистый» воздух по внутреннему каналу попадает на вход в двигатель. Мелкая пыль не оказывает большого механического воздействия на лопатки компрессора и даже может увеличить его КПД за счет уменьшения радиальных и осевых зазоров. Однако мелкая пыль, попадая в систему охлаждения турбины, уменьшает проходные сечения воздушных каналов и тем самым уменьшает расход охлаждающего воздуха.

#### **8.4 Влияние воды и морских условий**

Наряду с пылью для вертолетных ГТД влияние на рабочий процесс оказывает попадание воды. Оно в единичных случаях может приводить к самовыключению двигателя [19]. Это объясняется внезапным попаданием на вход двигателя единичной увеличенной порции воды, снега, льда. Причинами образования такой единичной порции могут быть выход из строя противобледенительных систем двигателя или воздухозаборника, запоздалое их включение (когда срывается накопившийся лед или снег); самопроизвольный сброс снега или льда с необогреваемых элементов конструкции вертолета с последующим их всасыванием вместе с воздухом в двигатель. В дождь на элементах вертолета скапливается вода, которая при некоторых эволюциях вертолета может выплеснуться на вход в двигатель. Хотя такие случаи происходят крайне редко, тем не менее это серьезный источник аварийных ситуаций. Поэтому внедрение систем, препятствующих возникновению таких опасных ситуаций, является важным условием повышения надежности двигателя в эксплуатации.

В ГТД морских вертолетов, базирующихся на кораблях или на берегу, могут попадать свободные частицы соли или капли воды, находя-

щиеся под действием различных возмущений в воздухе вблизи от поверхности моря. В ряде случаев вертолет сам является источником образования вокруг воздушной среды с взвешенными в ней каплями морской воды [19].

Перечисленные воздействия на ГТД опасны по двум причинам: 1) из-за коррозии деталей проточной части и наружных поверхностей корпуса; 2) из-за образования отложений соли в проточной части двигателя, в первую очередь, на поверхности лопаток компрессора.

Наружные поверхности двигателя защищают от коррозии, применяя специальные покрытия и исключая применение в деталях магниевых сплавов. Элементы проточной части также защищают от коррозии специальными покрытиями, либо применяют титановые сплавы [19].

Достаточно эффективным средством борьбы с отложениями солей является периодическая промывка двигателя, работающего на низком режиме работы, горячей водой. При этом практически восстанавливаются исходные характеристики двигателя.

## 8.5 Регенерация теплоты

Применение более сложной схемы ГТД СТ с использованием регенерации теплоты (ГТС СТр) позволяет существенно улучшить топливную экономичность двигателя, особенно на пониженных режимах работы. При этом регенерация теплоты должна сочетаться с регулированием соплового аппарата (РСА) свободной турбины.

В ГТД СТр теплота выходящих из свободной турбины газов используется для подогрева в теплообменнике воздуха из компрессора перед поступлением в камеру сгорания. На рис. 8.33 приведена схема ГТД СТр. Подогрев воздуха, выходящего из компрессора, в теплообменнике 7 от температуры  $T_{\text{к}}^*$  до  $T_{\text{то в2}}^*$  снижает необходимое количество теплоты, подводимой в камере сгорания 3 для получения температуры газа  $T_{\text{г}}^*$ , уменьшается

$$\text{от } Q_1 = C_{\text{рг}}(T_{\text{г}}^* - T_{\text{к}}^*) \quad \text{до} \quad Q_1^1 = C_{\text{рг}}(T_{\text{г}}^* - T_{\text{то в2}}^*),$$

где  $T_{\text{то в2}}^* = T_{\text{к}}^* + \Delta T_{\text{то в}}$ , а

$\Delta T_{\text{то в}}$  – увеличение температуры воздуха в теплообменнике.

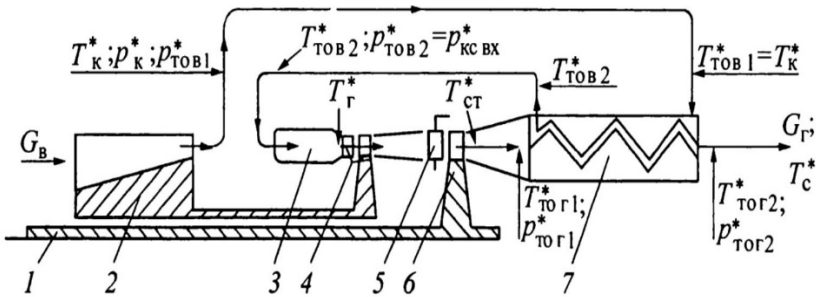


Рис. 8.33. Схема вертолетного ГТД СТр [19]

Пропорционально отношению  $Q_1^1 / Q_1$  уменьшается и требуемый расход топлива на 1 кг/с воздуха. При этом удельная работа свободной турбины (удельная мощность двигателя) уменьшается только вследствие снижения степени понижения давления в свободной турбине  $\pi_t$  из-за дополнительных, по сравнению с обычной схемой ГТД СТ, потерь давления заторможенного потока в теплообменнике.

Уменьшение температуры выходящих газов в результате их охлаждения в теплообменнике на мощность двигателя не влияет и сказывается только на снижении тяги двигателя. Поэтому в вертолетных ГТД, в которых располагаемая энергия газов максимально используется для получения мощности на валу и сила тяги имеет небольшое значение, применение регенерации обеспечивает наибольшее улучшение топливной экономичности по сравнению с авиационными двигателями других типов [19].

## 8.6 Некоторые направления развития ГТД СТ

Анализ работ прогностического плана показывает, что рассматриваются два пути дальнейшего развития вертолетных ГТД СТ.

1. Продолжение их развития по параметрам цикла с дальнейшим улучшением удельных показателей, исходя из того, что возможности таких двигателей еще не исчерпаны.

2. Применение новых схем и новых материалов, в первую очередь ГТД с регенерацией теплоты, исходя из того, что можно существенно

улучшить экономичность на пониженных режимах работы и, кроме того, при высокой температуре газов оптимальная степень повышения давления невелика, в связи с чем менее острой становится проблема малой размерности. Применение неметаллических материалов позволит во многом отказаться от охлаждения лопаточных венцов турбины компрессора, что также улучшит экономичность двигателя.

Вместе с тем повышение параметров рабочего процесса для двигателей наименьшей мощности будет наталкиваться на ограничения по критическим высотам лопаток, даже если применение новых материалов позволит создать высокотемпературные неохлаждаемые турбины [19].

### **8.7 Особенности согласования МГТД и вертолета и оптимизации параметров вертолетных ГТД**

Малоразмерные турбовальные двигатели со свободной турбиной (ГТД СТ) нашли широкое применение для вертолетов. Эти двигатели составляют по численности большую группу малоразмерных ГТД. С одной стороны, это объясняется тем, что вертолеты являются одной из самых многочисленных групп летательных аппаратов, с другой стороны, более напряженные режимы работы вертолетной СУ не позволяют получать такие же значения ресурса, как, например, у самолетных ГТД, а это, в свою очередь, приводит к повышенной смене ГТД. Увеличению ресурса также не способствует эксплуатация с неподготовленных площадок в условиях повышенной запыленности воздуха.

За последние десятилетия гражданские вертолеты стали востребованы для выполнения самых разных заданий и услуг. В связи с этим для обеспечения конкурентоспособности своей продукции производители вертолетов стремятся сделать их многоцелевыми. Это, в свою очередь, вносит свою неопределенность для разработчиков ГТД, т.к. разным назначениям ЛА соответствуют свои условия полета и, соответственно, свои рациональные значения параметров рабочего процесса двигателя.

Вертолет, как известно, представляет собой более сложный летательный аппарат, чем самолет. Наличие несущего винта, относительно небольшая скорость полета, низкая высота, рельеф местности и

обычно небольшие дальности полета, а также целевое назначение во многом определяют особые требования к вертолетным СУ. В то же время производителям вертолетов выгодно создавать ЛА общего назначения, сконструированные для выполнения разнообразных функций (как военных, так и гражданских) в зависимости от дополнительного оснащения и конструктивных доработок [198]. В зависимости от назначения ЛА выполняемые задачи оцениваются различными критериями, некоторые из которых приведены в главе 2, что на начальном этапе проектирования превращает задачу выбора значений параметров рабочего процесса ГТД СТ, для обеспечения наибольшей эффективности вертолета, в многокритериальную.

С развитием методов согласования характеристик двигателей и ЛА на основе логики создания проекта распространение получил подход, при котором оценка эффективности двигателя осуществляется в системе ЛА, а показателями эффективности в этом случае являются критерии оценки вертолета. При таком подходе двигатель рассматривается как элемент системы ЛА и проектирование происходит с учетом их взаимовлияния. Цель данного метода заключается в повышении эффективности проекта, которая выражается в снижении взлетной массы ЛА (для  $M_{\text{кн}}=\text{const}$ ) или увеличении массы коммерческой нагрузки (для  $M_0=\text{const}$ ), уменьшении стоимости жизненного цикла, повышении его производительности или отдачи по коммерческой нагрузке и т.д.

Проведение качественных исследований и соответствующего анализа для определения влияния показателей СУ на эффективность системы ЛА – ГТД за приемлемые сроки стало возможно благодаря стремительному развитию в последние годы компьютерной техники. Для реализации данного метода необходимы математические модели, позволяющие согласовывать значения параметров рабочего процесса ГТД с основными техническими данными ЛА по требуемым критериям эффективности.

Характерной особенностью исследований оптимальных параметров ГТД, в которых в качестве критериев используют удельные параметры двигателя, является то, что каждый режим двигателя может рассматриваться как расчетный. Такое допущение позволяет определить оптимальные параметры двигателя лишь для одного режима его работы, в то время как многорежимный характер эксплуатации двигателя может существенно сказаться не только на значении целевой

функции, но и на самих величинах оптимальных параметров. Причем многоцелевым вертолетам, кроме обычного пассажирского и транспортного назначения, характерны и многие другие, при выполнении которых используются различные типовые профили полета [15] (рис. 8.34).

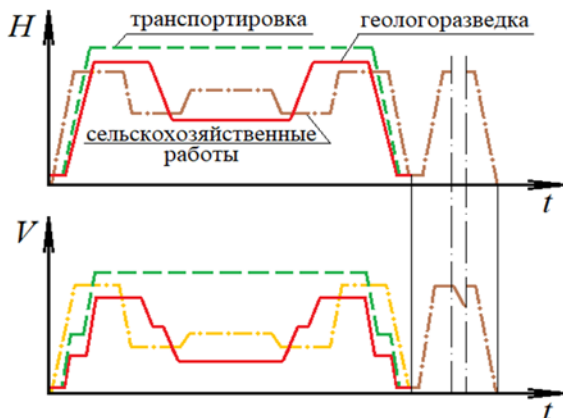


Рис. 8.34. Типовые профили полета вертолета

По траектории полета ЛА (взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение и др.) двигатель поочередно работает на разных режимах – взлетном, крейсерском, малого газа и др. Кроме этих характерных эксплуатационных режимов при проектировании ГТД рассматривается также ряд специальных предельных режимов:

- полет с максимальной скоростью у земли;
- полет с максимальным скоростным напором на высоте;
- взлет при пониженном барометрическом давлении и повышенной температуре воздуха;
- взлет с отказом одного двигателя (для варианта СУ, состоящей из двух ГТД СТ);
- висение на высоте статического потолка.

Различным траекториям соответствуют свои рациональные значения параметров рабочего процесса двигателя, характеризующие критерии оценки эффективности, применяемые для оценки функционального назначения вертолета, т.к. условия и режимы полета в конечном счете определяют баланс масс ЛА.

Таким образом, выбор значений параметров рабочего процесса МГТД производится на основании согласования двигателя и ЛА и решения многокритериальной задачи. Основной особенностью на начальном этапе проектирования ГТД СТ является необходимость энергетического и массового согласования силовой установки и вертолета на базе определенной аэродинамической модели ЛА и системных критериев эффективности. Поэтому важное место в оптимизации параметров МГТД имеет учет особенностей математических моделей вертолета и траектории полета.

Концепция оптимального согласования параметров предполагаемого ЛА и двигателя исходит из необходимости рационального решения основной проектной задачи – обеспечить транспортировку вертолетом заданной коммерческой нагрузки  $M_{\text{кн}}$  на заданную дальность полета  $L_{\text{п}}$  при заданном профиле полета и условиях полета с максимальной эффективностью.

Одним из основных условий согласования параметров двигателя и вертолета является равенство потребной и располагаемой мощностей в каждой точке траектории полета при условии обеспечения вертолетом своего функционального назначения.

Для этого параметры двигателя и вертолета  $X = (\pi_k^*, T_{\text{Г}}^*, \dots, N_{\text{потр}}, M_0/F_{\text{ом}}, \dots)$  должны быть согласованы таким образом, чтобы обеспечить выполнение вертолетом проектного задания ( $M_{\text{кн}}$ ,  $L_{\text{п}}$  и др.), технических требований к вертолету ( $H_{\text{ст}}$ ,  $H_{\text{дин}}$ ,  $V_{\text{max}}$ , ...) и при этом обеспечивалась максимальная эффективность ЛА по комплексу соответствующих критериев оценки [19, 130]:  $Y = \{M_0, M_{\text{СУ+т}}, C_{\text{ткм}}, S_{\text{жЛА}}$  и др.} с учетом налагаемых ограничений.

Анализ характеристик вертолета свидетельствует о том, что основным его параметром является потребная мощность  $N_{\text{потр}}$ , которая требуется вертолету, совершающему полет в определенных условиях. Потребная мощность значительно изменяется по траектории полета и зависит от нескольких факторов, главными из которых являются скорость, высота и экстремальные точки полета (статический потолок, динамический потолок, отказ двигателя и т.п.). Наибольшее значение  $N_{\text{потр}}$  имеет при взлете (висении) и максимальной скорости полета, а при небольших скоростях она существенно уменьшается (рис. 8.35).

Основной задачей согласования параметров СУ и вертолета является определение расчетных величин мощности СУ в каждой точке траектории полета ЛА и определения потребных для обеспечения этих мощностей размеров и массы СУ [25].

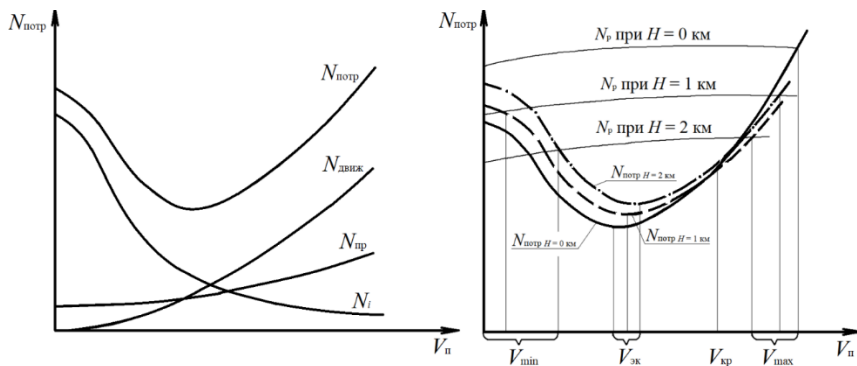


Рис. 8.35. Зависимость потребной мощности несущего винта вертолета и ее составляющих от скорости установившегося горизонтального полета

Согласование характеристик двигателя и несущего винта может быть выполнено исходя из назначения вертолета с целью получения наибольшей эффективности на каком-либо определенном режиме и гарантированном выполнении тактико-технических требований по другим режимам, на которых согласование уже не будет оптимальным [142]. Условием «завязки» вертолета и двигателя является равенство потребных и располагаемых мощностей на всех регламентируемых режимах полета. Размер силовой установки выбирается для максимального режима полета при одновременной оптимизации значений параметров рабочего процесса двигателя ( $\pi_k^*$ ,  $T_g^*$ ).

Для выбора максимального режима полета проводится сравнение потребных мощностей полета вертолета для режимов висения на статическом потолке, полета на максимальной скорости на заданной высоте, полета с максимальным скоростным напором на высоте, взлета при пониженном барометрическом давлении и повышенной температуре воздуха, взлета с отказом одного двигателя (для варианта СУ, состоящей из двух ГТД СТ).



На рис. 8.36 показан алгоритм метода выбора значений параметров рабочего процесса малоразмерного ГТД СТ в системе вертолета на этапе начального проектирования, на которой можно выделить основные этапы:

1. Задаются исходные данные по двигателю (схема, коэффициенты совершенства узлов, коэффициенты потерь, ресурс) и по вертолету (конструктивно-геометрические, массовые и аэродинамические характеристики винтов, фюзеляжа, крыла, стабилизатора), а также эксплуатационные условия (профиль полета, регламентируемые режимы).

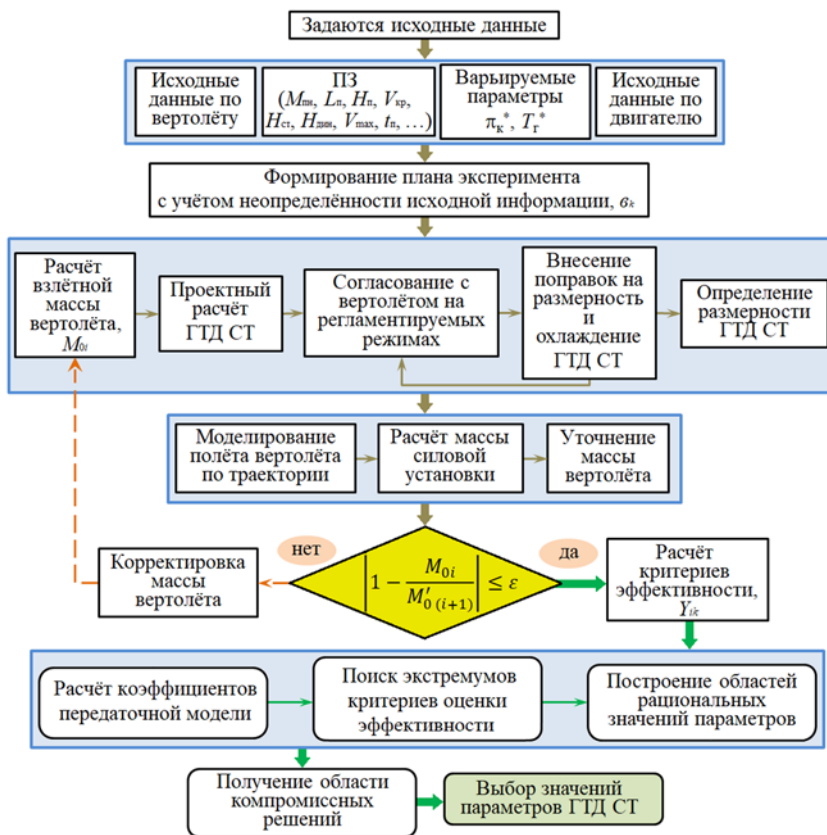


Рис. 8.36. Алгоритм метода выбора значений параметров рабочего процесса малоразмерного ГТД СТ в системе вертолета

2. Формируется сочетание величин оптимизируемых параметров ( $\pi_{\text{КНВ}}^*$ ,  $T_{\text{Г}}^*$ ) в исследуемой области.

3. Определяется начальное значение взлетной массы вертолета (по упрощенным зависимостям либо по прототипу).

4. Определяется размерность двигателя путем итерационных расчетов при согласовании располагаемых характеристик СУ и потребных характеристик планера для заданной программы полета (расчетного цикла полета), учитывая специфические требования к ЛА – комплекс летно-технических характеристик. В процессе этих расчетов находится тот режим полета вертолета, на котором получают максимальный потребный размер двигателя ( $G_{\text{в пр } j}$ ,  $F_{\text{СА } i}$ ). В случае если потребная мощность на любом из регламентируемых режимов превышает располагаемую, то размерность двигателя увеличивается.

5. Моделируется полет по заданному профилю. Определяются полетная масса в каждой точке траектории, режим работы двигателя, удельный расход топлива и затраты топлива на каждом из выделенных участков.

6. Определяется масса элементов вертолета.

7. Вычисляется масса двигателя и силовой установки.

8. Решается баланс масс вертолета. В зависимости от постановки задачи находится либо следующее приближение взлетной массы, либо величина коммерческой нагрузки.

9. Определяются величины критериев эффективности вертолета для заданных значений независимых переменных.

10. Решается задача нахождения оптимумов для каждой критериальной функции и находятся координаты изолиний, отстоящих от экстремумов  $Y_{i \text{ опт}}$  на величину  $\Delta Y_i$ .

11. С учетом многоцелевого назначения и с учетом влияния неопределенности исходных данных формируются области компромиссных решений.

12. В пределах полученной области компромисса с учетом налагаемых ограничений производится выбор рациональных значений параметров рабочего процесса ( $\pi_{\text{КНВ}}^*$ ,  $T_{\text{ГНВ}}^*$ ) и, соответствующих им значений выходных данных двигателя ( $M_{\text{дв}}$ ,  $C_e$ ,  $N_e$ ).

На этапе начального проектирования для параметрических исследований ГТД необходимо моделировать полетный цикл для заданной

траектории, которую можно описать прямолинейными участками, полет по которым является важным, часто встречающимся в летной практике видом движения вертолета. Для моделирования полетного цикла вертолета необходимо рассчитывать потребные мощности для следующих случаев:

- мощность, потребная для режима «висения» на статическом потолке;
- мощность, необходимая для выполнения горизонтального полета с максимальной скоростью у земли;
- мощность, потребная для взлетного режима;
- мощность, потребная для режима висения на текущей высоте полета;
- мощность, необходимая для выполнения установившегося режима горизонтального полета.

Основы современной аэродинамики и динамики полета были заложены Н.Е. Жуковским. Большой вклад в развитие аэродинамики и динамики полета вертолетов сделали академик Б.Н. Юрьев и профессор И.П. Братухин, а также М.Л. Миль, Л.С. Вильдгрубе, В.Ф. Ромасевич, А. Гессоу и др. [9, 20, 41, 89, 118].

На этапе начального проектирования ГТД СТ можно применять метод аэродинамического расчета вертолета методом мощностей, построенный на дисковой теории [118]. Важно отметить, что для параметрических исследований МГТД метод, построенный на данной теории, обладает хорошей точностью и быстройдействием составленных на его основе программ.

Аэродинамический расчет вертолета по методу мощностей заключается в определении и последующем сравнении потребных и располагаемых мощностей в различных условиях установившегося полета (горизонтального, с набором высоты и т.д.). При расчете потребной мощности вертолета уравнения равновесия рассматриваются для случаев квазиустановившихся режимов полета по наклонной прямолинейной траектории.

Для аэродинамического расчета требуется определить начальные данные. Для расчета взлетной массы вертолета первого приближения используют формулу (8.51), либо можно задать данные вертолета прототипа:

$$M_0 = M_{\text{кн}} + M_{\text{СУ}} + M_{\text{мЛА}} + M_{\text{тс}} + M_{\text{пл}} + M_{\text{сн}} + M_{\text{об}} + M_{\text{эк}}, \quad (8.51)$$

где  $M_{\text{кн}}$  – масса коммерческой нагрузки, кг;  
 $M_{\text{СУ}}$  – масса силовой установки, кг;  
 $M_{\text{тЛА}}$  – масса топлива на борту ЛА, включающая аэронавигационный запас, определяется при расчете полета по траектории, кг;  
 $M_{\text{тс}}$  – масса топливной системы, кг;  
 $M_{\text{пл}}$  – масса планера, кг;  
 $M_{\text{сн}}$  – масса снаряжения, включающая экипаж и бортпроводников, кг;  
 $M_{\text{об}}$  – масса оборудования, кг;  
 $M_{\text{эк}}$  – масса экипажа, кг.

В связи с отсутствием на данных этапах детальной проработки узлов, агрегатов и составных частей планера вертолета невозможно точное определение их массы с учетом прочности и технологии изготовления. Поэтому в таких случаях массу основных узлов и планера вертолета в целом оценивают на основе методики расчета масс, разработанной по типовым конструкциям с использованием статистических данных [40, 41, 136]. При этом формулы отражают законы геометрического подобия для агрегатов различных размеров и соотношений.

В данном разделе приведен пример получения локально-оптимальных областей значений параметров рабочего процесса ГТД СТ при выполнении вертолетом различных типовых задач, с учетом всех их характерных особенностей, которые описаны выше. Результаты получены с помощью системы АСТРА [72], рассмотренной в главе 3.

Как показали исследования (рис. 8.37), в результате моделирования полета вертолета при выполнении различных типовых задач, которым соответствуют профили полета на рис. 8.34, отличие от экстремальных значений по критериям для сельскохозяйственного и геологоразведочного применения обусловлено различным массовым балансом вертолетов для этих видов работ. На положение оптимальных значений параметров оказывают противоположное влияние два фактора – масса СУ и масса топлива на борту ЛА, находящиеся в прямой зависимости от режимов и условий полета. Кроме этого, различным типовым операциям характерна неодинаковая пологость протекания целевых функций, которая в итоге приводит к существенной разнице формы областей рациональных значений параметров рабочего процесса ГТД СТ.

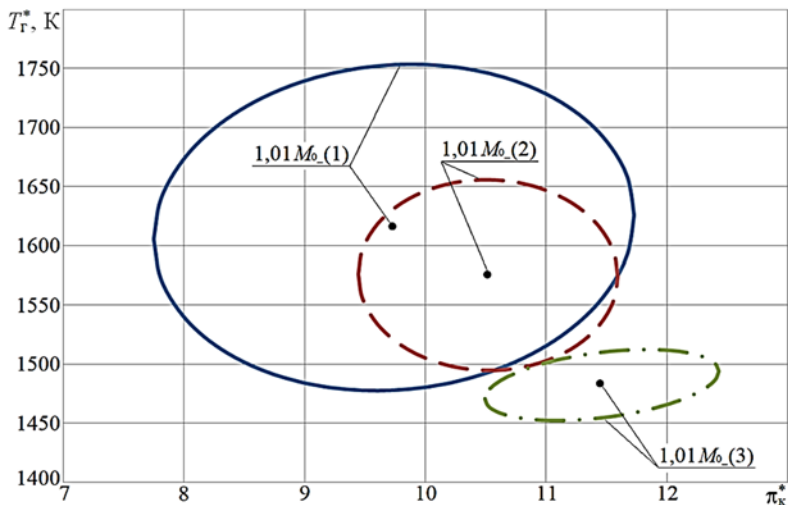


Рис. 8.37. Влияние вида целевой операции вертолета на области рациональных значений параметров ГТД СТ по критерию эффективности – взлетной массы  $M_0$ , для  $\Delta Y = 1\%$

- — —  $M_{кн}(1)$  транспортная ( $\pi_{к\text{ опт}}^* = 9,74$ ;  $T_{Г\text{ опт}}^* = 1615,5\text{ K}$ ;  
 $M_{кн\text{ опт}} = 1890,1\text{ кг}$ );
- - -  $M_{кн}(2)$  геологоразведочная ( $\pi_{к\text{ опт}}^* = 10,52$ ;  $T_{Г\text{ опт}}^* = 1575,1\text{ K}$ ;  
 $M_{кн\text{ опт}} = 1094,8\text{ кг}$ );
- . -  $M_{кн}(3)$  сельскохозяйственная ( $\pi_{к\text{ опт}}^* = 11,46$ ;  $T_{Г\text{ опт}}^* = 1482,2\text{ K}$ ;  
 $M_{кн\text{ опт}} = 1061,6\text{ кг}$ )

Сопоставление с результатами оптимизации параметров ГТД СТ для транспортного применения показывает, что область компромиссных значений параметров рабочего процесса двигателя многоцелевого вертолета с указанными выше применениями формируется наиболее удаленными локально-оптимальными областями по критериям для сельскохозяйственных работ. Причем наиболее неблагоприятным с точки зрения устойчивости оптимальных решений для термодинамического цикла по летно-техническим показателям будет сочетание применения транспортного вертолета с большой дальностью полета и сельскохозяйственного с максимальной массой полезной нагрузки.

Неопределенность исходных данных, которая может изменяться при выполнении определенной типовой задачи, также вносит суще-

ственные отличия на оптимальные значения как критериев эффективности, так и на значения параметров рабочего процесса (рис. 8.38...8.39).

Для обоснованного принятия решения о выборе значений параметров рабочего процесса двигателя на этапе начального проектирования необходимо получать область компромиссных решений, которую формируют критерии эффективности, на большинство которых оказывают противоположное влияние факторы (масса СУ и масса топлива), зависящие, в конечном счете, от значений параметров рабочего процесса ГТД СТ.

В связи с тем, что вертолеты многоцелевые, для выбора значений параметров рабочего процесса необходимо рассматривать одновременно критерии, оценивающие различные аспекты эффективности ЛА (рис. 8.40).

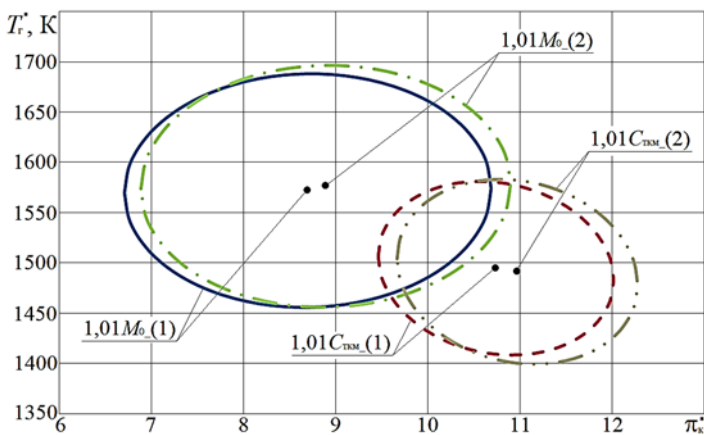


Рис. 8.38. Влияние изменения  $V_{кр}$  на области рациональных значений параметров ГТД СТ по критериям эффективности – взлетная масса  $M_0$  и полетные затраты топлива  $C_{ткм}$ , для  $\Delta Y = 1\%$

- $M_0(1)$  для  $V_{кр} = 260$  км/ч ( $\pi_{к*opt} = 8,7$ ;  $T_{г*opt} = 1572,0$  К;  $M_{0opt} = 2898,3$  кг);
- $M_0(2)$  для  $V_{кр} = 280$  км/ч ( $\pi_{к*opt} = 8,89$ ;  $T_{г*opt} = 1576,2$  К;  $M_{0opt} = 2945,7$  кг)
- $C_{ткм}(1)$  для  $V_{кр} = 260$  км/ч ( $\pi_{к*opt} = 10,74$ ;  $T_{г*opt} = 1494,7$  К;  
 $C_{ткмopt} = 1,01954$  кг/ткм);
- $C_{ткм}(2)$  для  $V_{кр} = 280$  км/ч ( $\pi_{к*opt} = 10,97$ ;  $T_{г*opt} = 1491,2$  К;  
 $C_{ткмopt} = 1,06214$  кг/ткм)

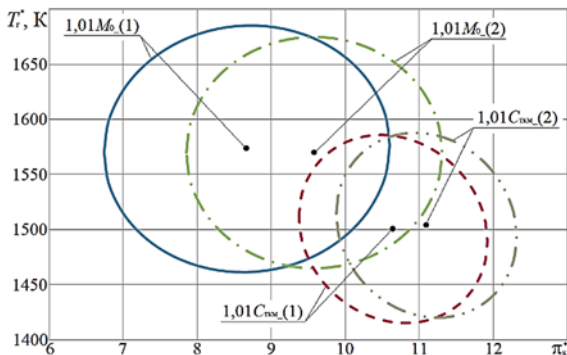


Рис. 8.39. Влияние изменения  $L_{\text{п}}$  на области рациональных значений параметров ГТД СТ по критериям эффективности – взлетная масса  $M_0$  и полетные затраты топлива  $C_{\text{ткм}}$ , для  $\Delta Y = 1\%$

- $M_{0\_}(1)$  для  $L_{\text{п}} = 475$  км ( $\pi_{\text{к}}^*_{\text{opt}} = 8,67$ ;  $T_{\text{г}}^*_{\text{opt}} = 1573,2$  К;  $M_{0\text{опт}} = 2957,4$  кг);
- $M_{0\_}(2)$  для  $L_{\text{п}} = 525$  км ( $\pi_{\text{к}}^*_{\text{opt}} = 9,58$ ;  $T_{\text{г}}^*_{\text{opt}} = 1569,8$  К;  $M_{0\text{опт}} = 3404,3$  кг)
- $C_{\text{ткм}}(1)$  для  $L_{\text{п}} = 475$  км ( $\pi_{\text{к}}^*_{\text{opt}} = 10,65$ ;  $T_{\text{г}}^*_{\text{opt}} = 1500,5$  К;  
 $C_{\text{ткм опт}} = 1,07722$  кг/ткм);
- $C_{\text{ткм}}(2)$  для  $L_{\text{п}} = 525$  км ( $\pi_{\text{к}}^*_{\text{opt}} = 11,1$ ;  $T_{\text{г}}^*_{\text{opt}} = 1504,0$  К;  
 $C_{\text{ткм опт}} = 1,158$  кг/ткм)

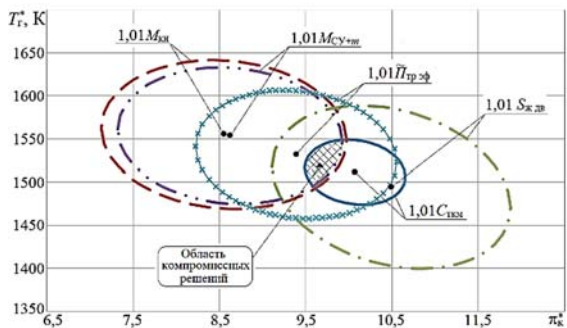


Рисунок 8.40. Пример областей рациональных значений параметров рабочего процесса ГТД СТ для различных критериев оценки эффективности, получаемых в результате моделирования полета вертолета по траектории, для  $\Delta Y = 1\%$

- $C_{\text{ткм}}$  ( $\pi_{\text{к}}^*_{\text{opt}} = 10,07$ ;  $T_{\text{г}}^*_{\text{opt}} = 1511,2$  К;  $C_{\text{ткм опт}} = 1,009$  кг/ткм);
- $M_{\text{кн}}$  ( $\pi_{\text{к}}^*_{\text{opt}} = 8,55$ ;  $T_{\text{г}}^*_{\text{opt}} = 1555,2$  К;  $M_{\text{кн опт}} = 981,7$  кг);
- $S_{\text{ж.дв}}^{\text{уд}}$  ( $\pi_{\text{к}}^*_{\text{opt}} = 10,49$ ;  $T_{\text{г}}^*_{\text{opt}} = 1494,1$  К;  $S_{\text{ж.дв опт}}^{\text{уд}} = 114,43$  млн. руб.);
- $M_{\text{су+т}}$  ( $\pi_{\text{к}}^*_{\text{opt}} = 8,62$ ;  $T_{\text{г}}^*_{\text{opt}} = 1553,7$  К;  $M_{\text{су опт}} = 852,9$  кг);
- $\tilde{I}_{\text{тр.эф}}$  ( $\pi_{\text{к}}^*_{\text{opt}} = 9,39$ ;  $T_{\text{г}}^*_{\text{opt}} = 1531,8$  К;  $\tilde{I}_{\text{тр.эф опт}} = 163,5$ )

На начальном этапе проектирования, в связи с прогнозным характером многих исходных данных, а также предпосылками, упрощающими реальные процессы при построении математических моделей, возникает проблема оценки устойчивости оптимальных решений для параметров ГТД. Для поиска устойчивой к изменению исходных данных части области компромиссов необходимо получать области рациональных значений параметров рабочего процесса двигателя для вариантов с «базовыми» и с так называемыми «пессимистичными» и «оптимистичными» значениями исходных данных (табл. 8.2), как в приведенном примере (рис. 8.41).

Таблица 8.2. «Пессимистичные», «базовые»  
и «оптимистичные» значения исходных данных

Параметр	Пессимистичный вариант	Базовый вариант	Оптимистичный вариант
$\sigma_{вх}$	0,95	0,965	0,98
$\eta_k$	0,8425	0,8595	0,8765
$\eta_r$	0,86	0,875	0,89
$\eta_{ст}$	0,89	0,905	0,92

Таким образом, для решения задачи в многокритериальной постановке, как видно на рис. 8.40, требуется образование общей области рациональных значений параметров рабочего процесса ГТД СТ – области компромиссных решений, выбор значений параметров рабочего процесса ГТД внутри которой обеспечит наибольший эффект для всего комплекса критериев эффективности (при заданном проигрыше  $\Delta Y$  для каждого критерия).

Пессимистичный и оптимистичный варианты значений исходных проектных данных приведут к смещению оптимумов критериев оценки (рис. 8.41), а также областей рациональных значений параметров в противоположные стороны относительно решения, полученного для базового варианта. Искомая общая область – гарантированная зона компромиссных решений, которая является решением данной задачи.



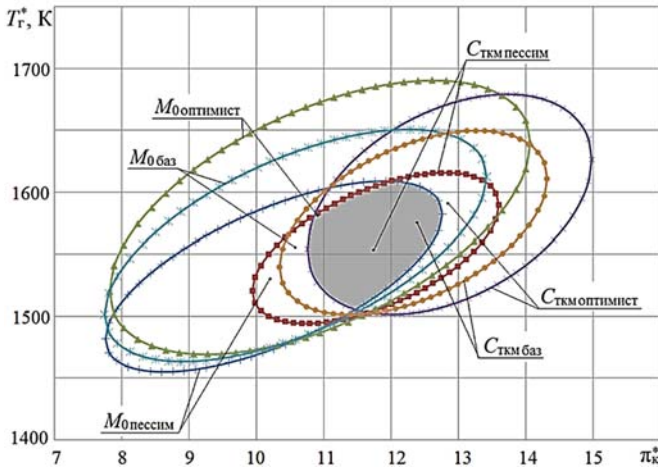


Рис. 8.41. К нахождению гарантированной области компромиссных решений при выборе значений параметров рабочего процесса ГТД СТ для вертолета при многокритериальной постановке задачи проектирования в условиях неопределенности исходных проектных данных при  $\Delta Y = 1\%$  ( $H_{пл} = 500$  м,  $L_{пл} = 600$  км,  $V_{пл\text{кр}} = 260$  км/ч,  $M_{кн} = 1000$  кг):

- – область компромиссных решений;
- +—  $M_0 \min = 4280,3$  кг,  $\pi_k^* \text{opt} = 10,25$ ,  $T_G^* \text{opt} = 1530$  К;
- $C_{ТКМ} \min = 1,4468$  кг/(ткм),  $\pi_k^* \text{opt} = 11,75$ ,  $T_G^* \text{opt} = 1555$  К;
- \*—  $M_0 \min = 4060$  кг,  $\pi_k^* \text{opt} = 10,6$ ,  $T_G^* \text{opt} = 1556$  К;
- ◆—  $C_{ТКМ} \min = 1,311$  кг/(ткм),  $\pi_k^* \text{opt} = 12,3$ ,  $T_G^* \text{opt} = 1575$  К;
- ▲—  $M_0 \min = 3875,6$  кг,  $\pi_k^* \text{opt} = 10,9$ ,  $T_G^* \text{opt} = 1580$  К;
- ×—  $C_{ТКМ} \min = 1,1967$  кг/(ткм),  $\pi_k^* \text{opt} = 12,85$ ,  $T_G^* \text{opt} = 1590$  К

Приведенные примеры наглядно демонстрируют необходимость правильности согласования и учета специфики и подробности моделирования как при согласовании, так и при рассмотрении особенностей полетного цикла для нахождения наиболее точного решения, которое потребует минимального проигрыша для каждого из критериев оценки эффективности многоцелевого ЛА.

## Глава 9

### ОСОБЕННОСТИ ГТД ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛА

В 80-е годы прошлого века в ряде стран были созданы и поставлены на вооружение разнообразные образцы беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), в частности крылатых ракет.

Разработанные принципы проектирования, испытаний, производства и эксплуатации МГТД для БПЛА существенно отличаются от принципов создания ГТД для пилотируемых ЛА.

Одноразовое применение БПЛА вызывает необходимость создания совершенно иного класса двигателей – с малым ресурсом и низкой стоимостью.

#### 9.1. Формирование концепции двигателей для крылатых ракет

Разработанные для создания таких ГТД принципы проектирования, производства, испытаний и эксплуатации существенно отличаются от принципов создания ГТД для пилотируемых ЛА. Ряд основных требований к МГТД для БЛА изложен в разделе 7.2.

С точки зрения условий применения различают:

- стратегические крылатые ракеты с дальностью полета 2000...4000 км и с массой боевой нагрузки более 400 кг;
- тактические крылатые ракеты с дальностью 150...750 км (чаще всего воздушного или корабельного базирования);
- крылатые ракеты ближнего действия ( $L_{\text{п}} = 30...70$  км, их иногда называют «крылатые бомбы»).

В качестве расчетного режима при оптимизации параметров МГТД могут быть выбраны либо крейсерский режим полета для более дальних ЛА, либо взлетный (если взлет происходит с земли или с палубы). Методом последовательных приближений решается задача определения величины потребной тяги для каждого варианта СУ (со

своими значениями параметров рабочего процесса). При варьировании этими значениями ( $x_i$ ) и набором прогнозируемых исходных данных рассчитываются величины удельных параметров для каждого варианта ГТД.

С учетом внешнего сопротивления СУ рассчитываются для заданной дальности полета величины относительного запаса топлива  $\overline{M}_{\text{м.л.а}}$ . По принятым аэродинамическим характеристикам планера определяют величину потребной крейсерской тяги. Затем рассчитывают расход воздуха для каждого варианта двигателя. Определяют учитывающие влияние малоразмерности поправки на КПД компрессора и турбины. После чего вновь производят согласование параметров СУ и БЛА с учетом поправок на малоразмерность.

Одноразовый характер применения крылатой ракеты определяет в качестве одного из главных показателей эффективности – стоимость ее жизненного цикла при обеспечении выполнения поставленной задачи. Для максимального удешевления двигателя необходимо найти правильные решения на более ранней стадии, т.к. возможность снижения стоимости двигателя в процессе его разработки, доводки и производства уменьшается. Важными факторами, определяющими наряду со стоимостью СУ величину стоимости жизненного цикла, является ряд специальных требований, таких как живучесть БЛА, способность размещаться на носителе, запускаться с него, надежность.

Предпусковая живучесть зависит от способа базирования и дальности действия крылатой ракеты. Достаточная дальность при запуске с самолета исключает необходимость захода носителя в охраняемую зону.

Живучесть при прорыве защитных средств зависит от вероятности обнаружения ( $p_{\text{об}}$ ) и вероятности перехвата ( $p_{\text{п}}$ ). Первая вероятность зависит от уровня демаскирующих признаков, профиля полета и способности к подавлению средств обнаружения. Так, например, к СУ крылатых ракет предъявляются требования уменьшения инфракрасного излучения выхлопной струи ( $T_c \leq 500 \dots 600 \text{ К}$ ), уменьшение эффективной отражательной поверхности ракеты достигается выбором соответствующей конфигурации и применением радиопоглощающих покрытий. В табл. 9.1 приведены данные ГТД для БЛА.

Ракета должна иметь малое лобовое сечение, «утопленный» воздухозаборник, заостренную форму носовой части, слабоотражающую антену, крыло со стреловидной передней кромкой, наклонные боковые

поверхности корпуса, минимальную площадь киля, плавные сопряжения элементов планера.

Таблица 9.1. **Некоторые технические данные малоразмерных ТРД для БЛА  $H = 0$ ,  $M_{п} = 0$  [37, 110]**

№ п/п	Фирма	ГТД	Тяга $P$ , кН	$C_{уд}$ , кг/(кН·ч)	$G_{вз}$ , кг/с	$\pi_k^*$	$T_k^*$ , К	$M_{дв}$ , кг	Применение
1	Теледайн	J402-CA-400	2,5	117,5	4,35	5,45	1285	45,4	Противокорабельные ракеты «Гарпун»
2	Уильямс Ричерч	WR24-7	0,78	122	1,4	5,4	1205	19,3	Самолет-мишень «Нортроп» MQM-74C
3	Уильямс Ричерч	WR2-6	0,56	122	1,0	4	1205	13,6	Беспилотный самолет-разведчик «Канадер» CL-89
4	Уильямс Ричерч	WR24-6	0,54	121	1,0	4,1	1227	13,6	Крылатая ракета
5	Теледайн	J69-T	4,54	114,5	9,0	3,9	1102	165	Самолет Т-37В
6	Микро-турбо	TRS 18	7,13	129,4	2,0	4,0	1148	35	Мишень

## 9.2. Оптимальные параметры рабочего процесса и рациональные схемы малоразмерных ТРД для БЛА различного назначения

Большое разнообразие конструктивных схем малоразмерных двигателей приводит к необходимости оптимизации параметров рабочего процесса и обоснования выбора наиболее рациональной схемы турбокомпрессора МГТД под конкретное целевое назначение.

В данном разделе рассмотрен вариант оптимизации параметров линейки малоразмерных ТРД (МТРД) с тягами на взлетном режиме от 0,1 кН до 2 кН, а также даны рекомендации по выбору наиболее рациональных параметров и схем для каждого представителя линейки МТРД для самолетов-мишеней и крылатых ракет.

Для этого были определены области компромиссов как пересечение областей локально-оптимальных параметров с учетом ограничений на проектные переменные и функциональных ограничений:

$$X_{\cap} = \cap X_i | q(x, p) \leq 0; a_j \leq x_j \leq b_j,$$

где  $a_j, b_j$  – ограничения на проектные переменные;

$q(x, p) = \{h_{к\text{ вых}}, h_{т\text{ вх}}, \pi_t, D_t\}$  – множество функциональных ограничений.

Из области компромиссов с учетом ограничений выбирается наиболее рациональное решение  $X_{\cap}^* \in X_{\cap}$ .

В качестве летательных аппаратов для оптимизации были выбраны самолет-мишень (см. рис. 7.13) и крылатая ракета (рис. 9.1).



Рис. 9.1. Пример крылатой ракеты («Калибр» 3М-14Э) [193]

Основные исходные данные для расчетного исследования СУ этих БЛА приведены в табл. 9.2.

В качестве множества МТРД выбраны двигатели с тягой на взлетном (расчетном) режиме  $P_{взл} = 0,1; 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0; 1,4; 1,8; 2,0$  кН.

В качестве первого приближения использована схема МТРД с центробежным компрессором и осевой турбиной (схема: цб к + ос т). В последующем схема уточнялась для обеспечения выполнения функциональных ограничений и получения наиболее эффективного решения.

Результаты получены с помощью системы АСТРА [72], рассмотренной в главе 3.

Таблица 9.2. Основные исходные проектные данные

Параметр	Наименование	Значение	
		Самолет-мишень	Крылатая ракета
$P_{кр}/P_{взл}$	Соотношение тяг на крейсерском и взлетном режимах	0,4	0,5
$H$	Высота полета, км	3	0,8
$M$	Число Маха полета	0,4	0,85
$L_{п}$	Дальность полета, км	500	2000
$\eta_{п.к.баз}^*$	Полиетропический КПД компрессора, базовое значение	0,86	
$\eta_{т.баз}^*$	КПД турбины, базовый	0,86	
$H_{р.к.цб}$	Ограничение на высоту лопатки на выходе из центробежного компрессора, м	0,005	
$H_{р.к.ос}$	Ограничение на высоту лопатки на выходе из осевого компрессора, м	0,01	
$H_{р.т.ос}$	Ограничение на высоту лопатки на входе в турбину, м	0,01	
$U_k$	Ограничение на величину окружной скорости компрессора, м/с	600	
$\pi_{т max}$	Ограничение на величину степени понижения давления в турбине	3	
$T_{г max}^*$	Ограничение на величину температуры газа перед турбиной, К	1300	

Результаты оптимизации значений параметров рабочего процесса МТРД при  $P_{взл} = 0,1$  кН, соответствующие самолету-мишени, приведены на рис. 9.2, а для крылатой ракеты – на рис. 9.3. Локально-оптимальные области соответствуют отклонениям критериев оптимизации от своих оптимумов (в данном случае минимумов) на 2%. На этих рисунках показаны линии заданных ограничений на величины высот лопаток на выходе из компрессора ( $H_{р.к.}$ ), на входе в турбину ( $H_{р.т.}$ ), окружной скорости на периферии рабочего колеса компрессора ( $U_k$ ), степени понижения давления в турбине ( $\pi_k^*$ ), температуры газа перед турбиной ( $T_g^*$ ). Подобным образом проводилось построение локально-оптимальных областей для всего диапазона тяг.

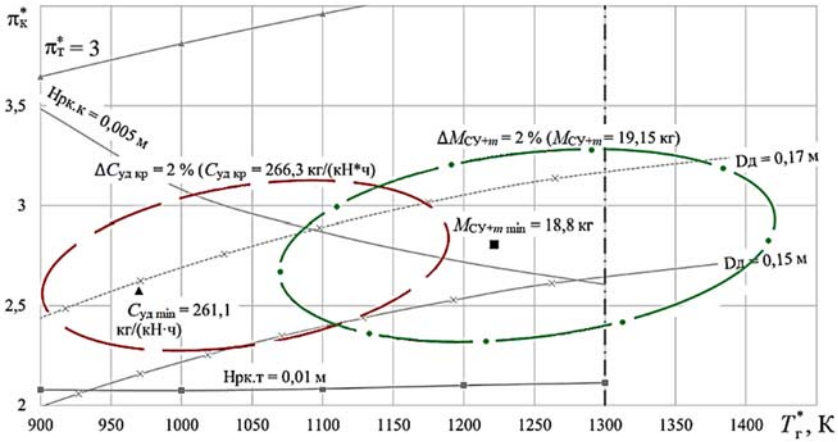


Рис. 9.2. Области оптимальных параметров МТРД для самолета-мишени:  
 $P_{взл} = 0,1$  кН, схема: цб к + ос т

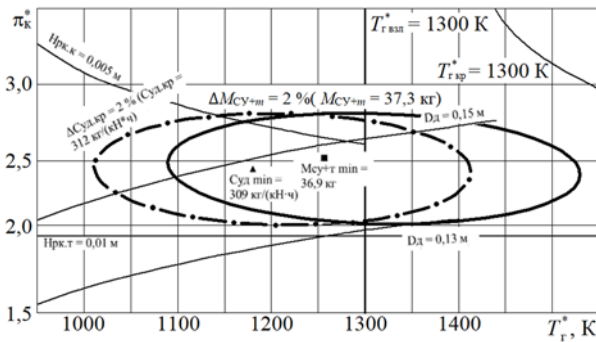


Рис. 9.3. Области оптимальных параметров МТРД для крылатой ракеты:  
 $P_{взл} = 0,1$  кН, схема: цб к + ос т

На рис. 9.4 и 9.5 показано влияние размерности МТРД на области оптимальных параметров по критериям  $M_{СУ+т}$  и  $C_{уд}$  для самолета-мишени, на рис. 9.6 и 9.7 – для крылатой ракеты.

Из приведенных рисунков видно, что с уменьшением размерности двигателя области оптимальных параметров рабочего процесса МТРД существенно сужаются, особенно по степени повышения давления  $\pi_{к\Sigma}^*$ , а сами значения  $\pi_{к\Sigma \text{ опт}}^*$  уменьшаются в 3...4 раза при уменьшении

тяги двигателя от 2 кН до 0,1 кН. При этом оптимальные значения температуры газа перед турбиной  $T_{г\text{opt}}^*$  уменьшаются незначительно, на 5...15 %. Из этого следует, что при проектировании малоразмерных ГТД необходимо обязательно учитывать влияние размерности двигателя на эффективность его узлов и потери в проточной части.

Кроме того, оказалось, что для МТРД с тягой 1,4; 1,8 и 2,0 кН, предназначенных для крылатых ракет, не выполняется ограничение по окружной скорости на периферии центробежного компрессора: область компромиссов лежит выше линии ограничения  $U_k = 600$  м/с. Поэтому и для этих МТРД необходимо переходить от центробежного компрессора к осецентрибежному. Такой же вывод сделан и для МТРД самолета-мишени.

В табл. 9.3 и на рис. 9.8 и 9.9 приведены результирующие данные по выбранным рациональным параметрам и схемам МТРД, удовлетворяющие всем заданным ограничениям.

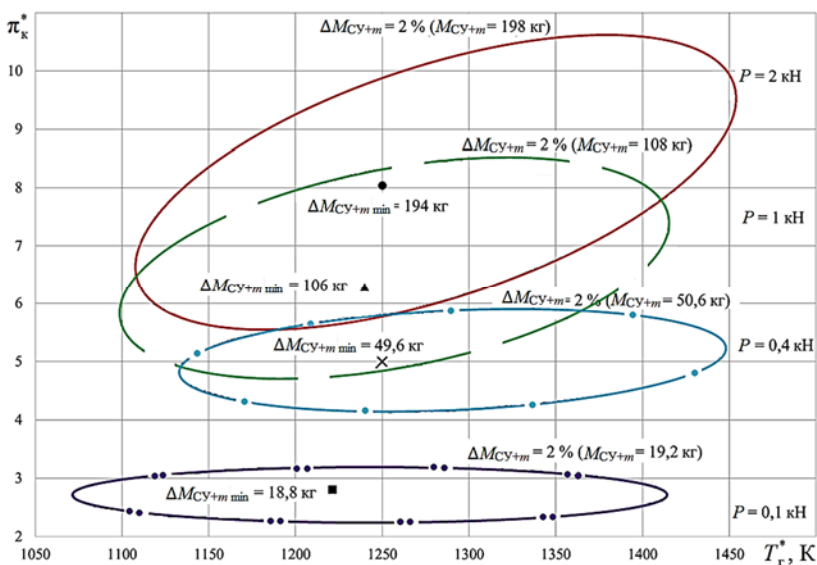


Рис. 9.4. Влияние размерности двигателя на области оптимальных параметров МТРД по критерию  $M_{cy+m}$  для самолета-мишени (схема: цб к + ос т)



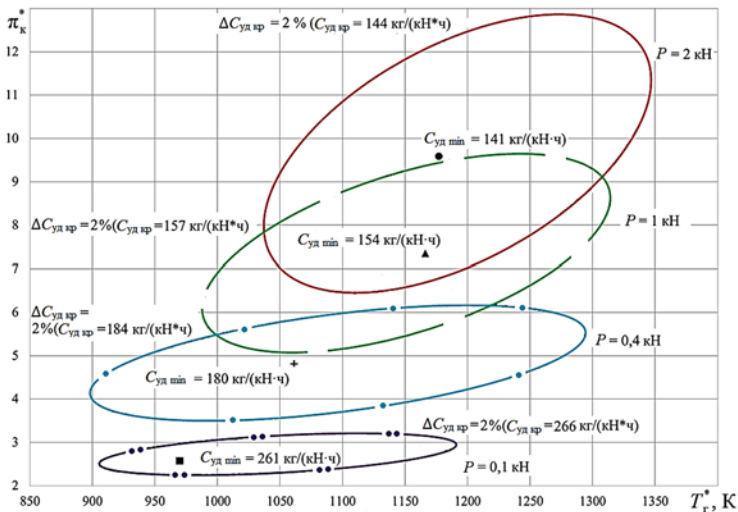


Рис. 9.5. Влияние размерности двигателя на области оптимальных параметров МТРД по критерию  $C_{уд}$  для самолета-мишени (схема: цб к + ос т)

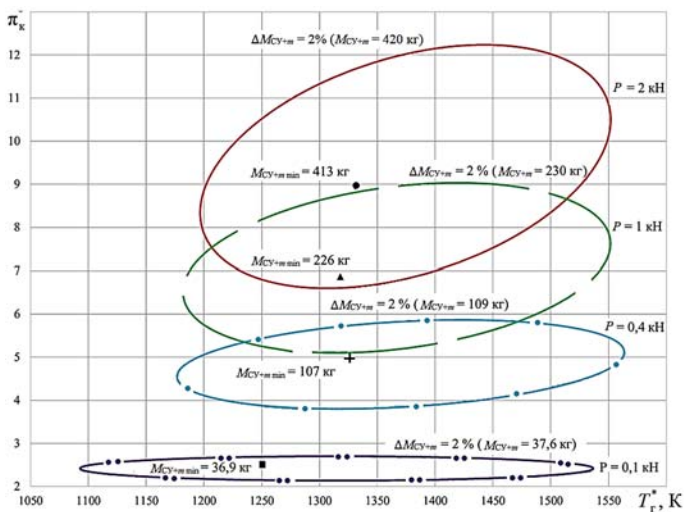


Рис. 9.6. Влияние размерности двигателя на области оптимальных параметров МТРД по критерию  $M_{cy+m}$  для крылатой ракеты (схема: цб к + ос т)

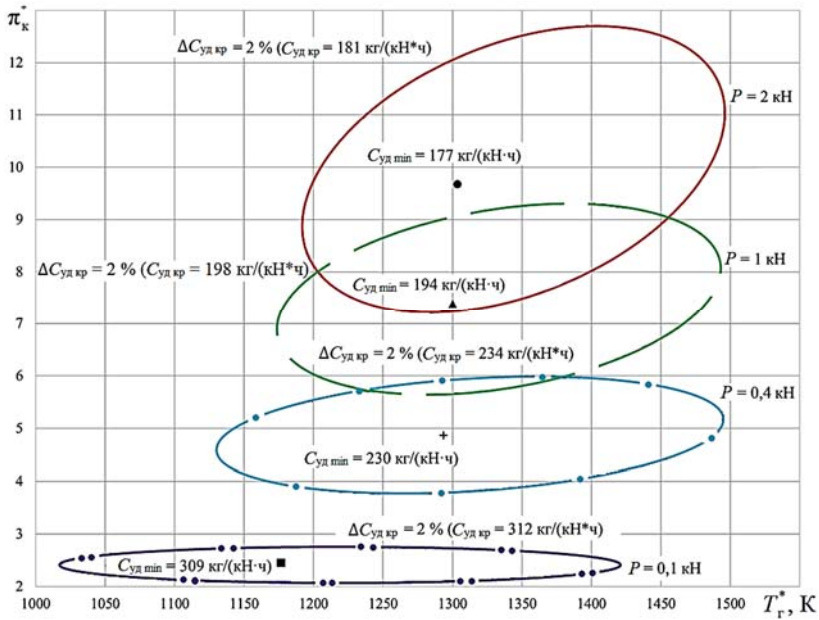


Рис. 9.7. Влияние размерности двигателя на области оптимальных параметров МТРД по критерию  $C_{уд}$  для крылатой ракеты (схема: цб к + ост)

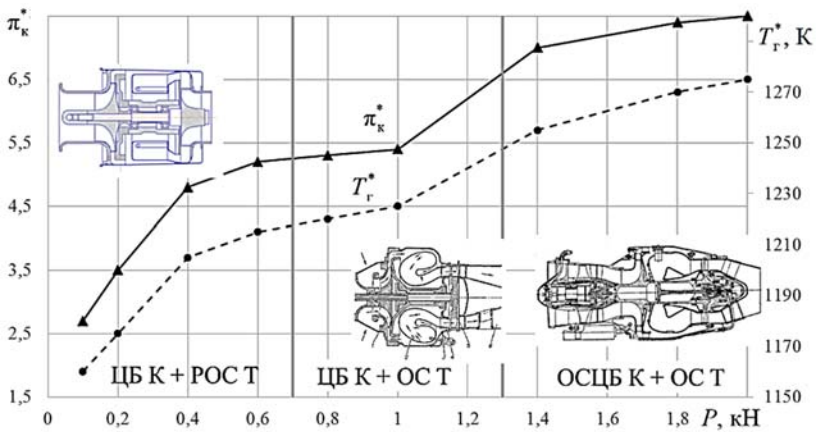


Рис. 9.8. Рациональные параметры и схемы МТРД для самолетов-мишеней в зависимости от тяги на взлетном режиме

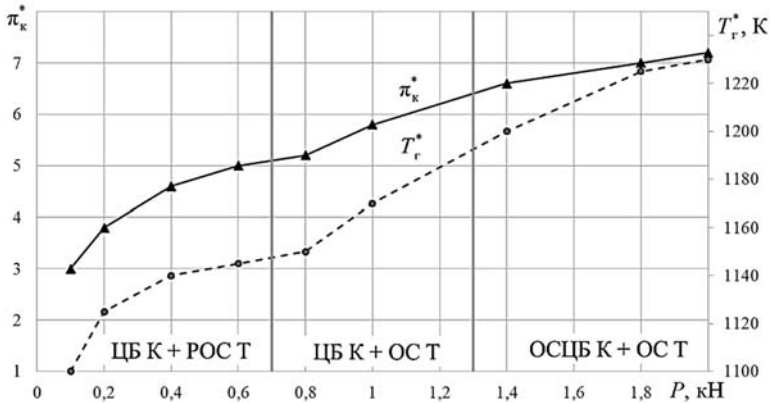


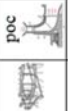

Рис. 9.9. Рациональные параметры и схемы МТРД для крылатых ракет в зависимости от тяги на взлетном режиме

При построении локально-оптимальных областей было выявлено, что для МТРД с тягой 0,1; 0,2; 0,4; 0,6 кН, предназначенных для самолетов-мишеней, не выполняется ограничение по высоте лопатки на входе в турбину: локально-оптимальные области и область компромиссов лежат выше линии ограничения  $H_{р.к.т} = 0,01$  (пример представлен на рис. 9.2). Это свидетельствует о том, что для двигателей этого диапазона тяг необходимо переходить от осевой турбины на радиально-осевую. Такие же выводы были сделаны и при построении локально-оптимальных областей для крылатых ракет (можно видеть по рис. 9.3).

Видно, что с уменьшением размерности двигателя области оптимальных параметров рабочего процесса МТРД существенно сужаются. При этом оптимальная степень повышения давления уменьшается в 3...4 раза, а температура газа перед турбиной на 10...15% при уменьшении тяги двигателя от 2 до 0,1 кН.

Для МТРД с тягами от 0,1 до 0,6 кН наиболее целесообразно применение центробежного компрессора и радиально-осевой турбины в турбокомпрессоре, для МТРД с тягами от 0,8 до 1 кН – центробежного компрессора и осевой турбины, для МТРД с тягами от 1,4 до 2,0 кН – осецентробежного компрессора и осевой турбины.

Таблица 9.3. Рациональные параметры рабочего процесса  
и схемы турбокомпрессора МТРД (Н = 0; М = 0)

$P_{дв}$ , кН	МТРД для самолетов-мишеней										МТРД для крылатых ракет									
	$\pi_k^*$	$T_r, K$	$G_{вс}$ , кг/с	$M_{ср+т}$ , кг	$C_{дл.вр}$ , кг/кН ч	$C_{гор}$ , кг/кН ч	К	КС	Т	$\pi_k^*$	$T_r, K$	$G_{вс}$ , кг/с	$M_{ср+т}$ , кг	$C_{дл.вр}$ , кг/кН ч	$C_{гор}$ , кг/кН ч	К	КС	Т		
0,1	3	1100	0,257	18	247	165	пб		рос	2,7	1160	0,238	35,5	295	173	пб		рос		
0,2	3,8	1125	0,439	29,5	207	141	пб	рос	3,5	1175	0,411	61,9	262	146	пб	рос	рос			
0,4	4,6	1140	0,791	50,4	181	127	пб	рос	4,8	1205	0,734	107	229	129	пб	рос	рос			
0,6	5	1145	1,136	70,1	170	121	пб	рос	5,2	1215	1,044	149	214	123	пб	рос	рос			
0,8	5,2	1150	1,459	88,2	162	117	пб	ос	5,3	1220	1,34	190	204	120	пб	ос	ос			
1,0	5,8	1170	1,751	106	156	113	пб	ос	5,4	1225	1,635	230	199	118	пб	ос	ос			
1,4	6,6	1200	2,304	140	147	109	оспб	ос	7	1255	2,166	303	186	110	оспб	ос	ос			
1,8	7	1225	2,838	175	144	107	оспб	ос	7,4	1270	2,706	378	181	108	оспб	ос	ос			
2,0	7,2	1230	3,121	192	143	106	оспб	ос	7,5	1275	3,03	418	181	108	оспб	ос	ос			

## Глава 10

### ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Вспомогательный газотурбинный двигатель (ВГТД) – это силовая установка на транспортном средстве, не предназначенная для приведения средства в движение. Типовым назначением ВГТД является запуск основных двигателей, а также обеспечение воздушного судна энергией на стоянках [19]. Различные типы ВГТД устанавливаются на самолеты, вертолеты, а также на некоторые большие наземные и морские транспорты, на танки.

ВГТД позволяет поддерживать работоспособность самолетных систем и оборудования при выключенных двигателях в слабо оснащенных или необорудованных аэропортах, что резко повышает автономность и позволяет выполнять техническое обслуживание самолета с минимальным привлечением аэродромных служб.

Такие силовые агрегаты стали востребованы с начала 50-х годов прошлого столетия для раскрутки основных ГТД, при значительном росте массы и инерции их роторов, как только электростартеры перестали справляться с этой функцией. ВГТД являются типичными малогабаритными двигателями со всеми присущими им системами – автоматического управления, топливпитания, контроля, диагностики, запуска, электрической, масляной и др. Как и маршевый (основной) двигатель, ВГТД характеризуется мощностью, удельным расходом топлива, ресурсом и другими показателями. В табл. 10.1 приведены основные данные некоторых турбостартеров.

Таблица 10.1. Данные турбостартеров [58]

№ п/п	Наименование турбостартера	$N_e$ , кВт	Масса, кг	Основной ГТД	ЛА
1	НОЭЛЬ 002	59	34	Атар 09	Мираж III
2	Ягуар	38	48	Адур	Ягуар
3	СТ2009	51,5	29	Пегас МК 101	Хариер
4	Ресерч JFS100	66	35	Алпипин TF41	Корсар II
5	Эмерод	125	57	Олимп 593	Конкорд

По мере совершенствования электростартеры вновь завоевывают свою сферу применения в авиации. На гражданских ЛА с ГТД для запуска широко используются воздушные турбины, которые в сочетании с комбинированным ГТД (генераторы сжатого воздуха) обеспечивают высокую эффективность этого процесса. Поэтому в настоящее время турбостартеры применяются в основном для военных ГТД и ЛА.

Следует иметь в виду, что всегда остро стоял вопрос о снижении массы турбостартера, так как работал он очень короткое время, а возить его приходилось все время.

Другой группой, более многочисленной, являются ВГТД комбинированного типа, в большинстве случаев не связанные конструктивно с основной силовой установкой.

### 10.1. Особенности схем ВГТД

ВГТД на различных типах ВС обычно представляет собой относительно небольшой газотурбинный двигатель, используемый для выработки электрической энергии, создания давления в гидравлической системе и кондиционирования воздуха во время нахождения самолета на земле, запуска основных двигателей, обычно с помощью сжатого воздуха, отбираемого от основного или вспомогательного компрессора.

Иногда применяется электрический запуск, в этом случае генератор ВГТД работает в форсированном режиме – так, например, действует турбоагрегат ТГ-16, установленный на самолетах Ан-12, Ил-18. В этом случае основные двигатели запускаются, как правило, с помощью электростартера. В более современном варианте в качестве вспомогательной СУ используется турбостартер на двигателе, который в этом режиме работает на коробку приводов (на которой расположены генераторы и гидронасосы). Примером может служить агрегат ГТДЭ-117 двигателя АЛ-31Ф самолета Су-27.

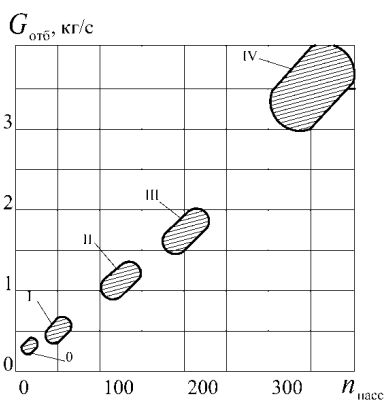
Первым лайнером, использующим газотурбинный двигатель в качестве вспомогательного, был Boeing 727 в 1963 году. ВГТД позволял самолету функционировать в небольших региональных аэропортах, исключая зависимость от оборудования наземных служб.

На современных реактивных самолетах ВГТД обычно располагается в хвостовой части. У большинства современных самолетов можно

увидеть сопло ВГТД, выходящее из хвоста. У Ил-76, Ан-22, Ан-72 и Ан-74, Ан-124 ВГТД размещены в обтекателе шасси (на Ан-22 и Ан-124 – по одному ВГТД в левом и правом обтекателях), на Ан-24РВ и Ан-26 – в гондole правого двигателя, на Як-42 и Ту-95МС – в форкиле (перед килем).

Такие ВГТД обеспечивают мощность на выводном валу  $N_e$ , расход отбираемого воздуха –  $G_{в\ отб}$ , при давлении  $p_{отб}$  и температуре  $T_{отб}$  [19]. Эти силовые параметры обеспечивают запуск (воздушными турбостартерами) маршевых двигателей, снабжение борта ЛА электрической и механической энергией, кондиционирование салонов и кабин. Соотношение отдельных видов энергии и продолжительность работы существенно зависят от типа и класса ЛА (самолет или вертолет), их взлетной массы и назначения. Обычно комбинированный ВГТД (их количество на ЛА ограничивается единицей, реже двумя) устанавливают в специальном отсеке, в котором есть воздухозаборное устройство, система крепления двигателя, выходное устройство, система запуска, топливопитания и пожаротушения.

Размерность ВГТД определяется [19] эквивалентной мощностью, которая равна сумме мощностей от расширения отбираемого сжатого воздуха от номинального давления, создаваемого вспомогательным ГТД, до атмосферного давления, а также электрической и механической мощностей (в зависимости от наличия одной из них).



Назначение: обеспечение сжатым воздухом, электроэнергией, механической мощностью

Т-Р	$N_e$ , кВт	Применение
0	50	Лёгкие вертолёты и самолёты
I	100	Региональные самолёты, средние вертолёты
II	250	Ближнемагистральные самолёты, тяжёлые вертолёты
III	450	Магистральные самолёты
IV	700	Аэробусы

Рис. 10.1. Типоразмеры вспомогательных ГТД

В отечественной практике ВГТД в зависимости от располагаемой эквивалентной мощности были условно разделены на пять типоразмеров (0, I, II, III и IV; рис. 10.1) [19, 109]. Каждый из этих типоразмеров ВГТД устанавливается на свой, соответствующий его основным показателям, тип ЛА.

Вспомогательные ГТД конструктивно выполняются по нескольким схемам (рис. 10.2) [19]:

1) одновалный с отбором воздуха от общего компрессора, работающего при постоянной физической частоте вращения ротора (ввиду необходимости привода генератора переменного тока), типоразмеры 0 и I. В двигателе такой схемы воздух через входное устройство поступает к компрессору, обычно центробежному, после него разделяется на две части: одна направляется на обеспечение функционирования ЛА (кондиционирование салона и кабины, запуск маршевых двигателей), другая – в камеру сгорания, а затем расширяется в турбине, обычно радиальной, а отработанный газ выпускается через выходное устройство. Мощность, развиваемая турбиной, расходуется на привод компрессора и электрогенератора;

2) одновалный с отбором воздуха от служебного компрессора (дополнительного или приводного), приводимого от общей турбины, также работающей при постоянной физической частоте ротора, типоразмеры I и II. Воздух через общее входное устройство поступает к основному и служебному компрессорам. Воздух после повышения давления в служебном компрессоре используется для функционирования

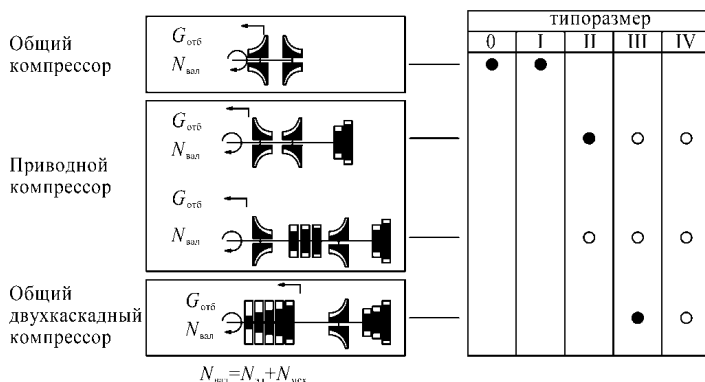


Рис. 10.2. Схемы ВГТД



ЛА (кондиционирование салона и кабины, запуск маршевых двигателей). Воздух от основного компрессора работает по обычному термодинамическому циклу ГТД (в камере сгорания, турбине и выходном устройстве). Мощность, развиваемая турбиной, расходуется на привод основного и служебного компрессоров, электрогенератора и агрегатов;

3) двухвальный с отбором воздуха от служебного компрессора, приводимого отдельной (свободной) турбиной, типоразмеры III и IV;

4) двухкаскадный газогенератор с отбором воздуха за компрессором низкого давления, типоразмер IV. Эта схема сложна конструктивно из-за необходимости применения регулируемого СА турбины для поддержания  $n_{кнд} = \text{const}$  для привода генератора переменного тока.

Для ВГТД, выполненных по первой схеме с  $N_0 \leq 100 \dots 120$  кВт, степень повышения давления в цикле определяется заданным давлением отбираемого воздуха, которое обычно у ВГТД не превышает  $300 \dots 400$  кПа, а температура газа перед турбиной составляет  $1000 \dots 1200$  К. При таких низких параметрах термодинамического цикла топливная экономичность двигателя невысокая,  $C_{удэ} = 0,55 \dots 0,6$  кг/(кВт·ч). Основными требованиями при этом являются простота конструкции, компактность, малая масса, высокие показатели надежности и ресурса, а топливная экономичность не является определяющим критерием.

Для ВГТД, выполненных по второй схеме с  $N_0 > 250$  кВт, характерны более высокие параметры термодинамического цикла, так как такая схема позволяет выбирать параметры цикла газогенератора независимо от параметров отбора сжатого воздуха. Современные двигатели, выполненные по этой схеме, имеют удельный расход топлива  $C_{удэ} = 0,45 \dots 0,5$  кг/(кВт·ч).

При использовании дополнительного компрессора с регулируемым ВНА в схемах 2 и 3 возможно варьирование уровнями воздушной и электрической мощности в достаточно широком диапазоне. Преимущества данных схем ВГТД в том, что при их создании в качестве базовых могут использоваться серийные самолетные и вертолетные ГТД.

Четвертую схему пока применяют реже (на супермощных ВГТД типа ВСУ-10 с  $N_0 = 670$  кВт или PW 901 A с  $N_0 = 436$  кВт).

На рис. 10.3 представлены основные технические данные ряда отечественных и зарубежных ВГТД по удельному расходу топлива  $C_{удэ}$  и удельной массе  $\gamma_{дв}$ , а также по параметрам отбираемого воздуха  $p_{отб}$  и  $G_{отб}$  в зависимости от уровня развиваемой эквивалентной мощности.

Следует отметить, что хотя за последние сорок лет достигнут значительный прогресс в развитии основных (маршевых) двигателей, на совершенствовании вспомогательных ГТД это сказалось незначительно. Объясняется это следующими причинами: методы улучшения показателей основных двигателей не всегда приемлемы для малоразмерных двигателей; совершенствование ВГТД не должно приводить к значительному усложнению их конструкции и увеличению стоимости, вместе с тем такое совершенствование затруднено и в силу определенной консервативности технических требований.

## 10.2 Выбор рациональных значений параметров рабочего процесса ВГТД

С точки зрения системного анализа, подход к рассмотрению ВГТД как элемента сложной системы определяет в качестве критериев оценки – показатели эффективности ЛА. Вместе с тем нетранспортное назначение ВГТД позволяет остановиться на критериях  $M_{СУ+т}$  и  $S_{жц}$ , как основных критериях при оптимизации их параметров. Для сравнительного анализа экономического совершенства альтернативных вариантов ВГТД одинакового назначения, стоимость обслуживания которых сопоставима, можно использовать только суммарные расходы на изготовление и на топливо, расходуемое за амортизационный ресурс:

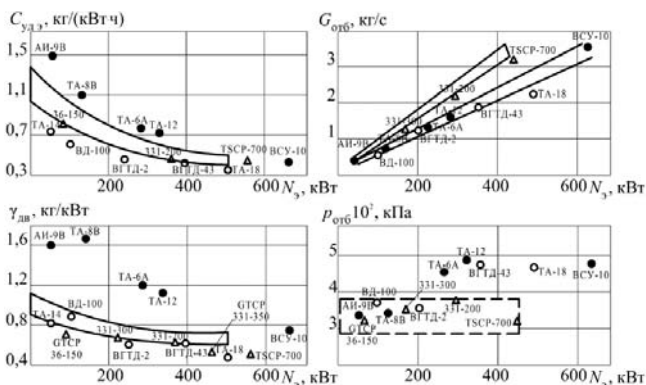


Рис. 10.3. Сравнение параметров отечественных и зарубежных ВГТД:  
 $\Delta$  – лучшие зарубежные ВГТД;  $\bullet$  – серийные отечественные;  
 $\circ$  – проекты отечественных ВГТД

$$S_{\text{жц}} = S_{\text{дв}} + S_{\text{м}}.$$

Такие критерии могут быть использованы как для сравнительной оценки эффективности ВГТД, так и оптимизации и выбора значений параметров рабочего процесса.

Как показано в [19], из трех параметров рабочего процесса комбинированного ВГТД ( $\pi_{\text{к}}^*$ ,  $T_{\text{г}}^*$  и  $\bar{G} = G_{\text{отб}} / G_{\text{в}}$ ) независимыми переменными в выражениях целевых функций  $A$  и  $S_{\text{жц}}$  целесообразно принять два, так как третий параметр может быть выражен на основе заданных технических условий через два других, например  $T_{\text{г}}^*$  является функцией  $N_e$ ,  $\bar{G}_{\text{отб}}$ ,  $G_{\text{отб}}$ ,  $\eta_{\text{г}}$ ,  $\eta_{\text{к}}$ . Тогда выражения для оптимальной степени повышения давления в компрессоре комбинированного ВГТД для критерия  $S_{\text{жц}}$  выглядит следующим образом:

$$\pi_{\text{к opt}}^* = \left( \frac{c - \sqrt{c^2 - 4bd}}{2b} \right)^{n_{\text{ср}} / n_{\text{ср}} - 1},$$

где величины  $b$ ,  $c$ ,  $d$  определяются исходными проектными данными ВГТД ( $N_e$ ,  $G_{\text{отб}}$ ,  $T_{\text{ам}}$ ,  $v$ ,  $\eta_{\text{т}}^*$ ,  $\eta_{\text{к}}^*$ ,  $\eta_{\text{г}}$ ,  $\sigma$ ) [19].

Оптимальная степень отбора воздуха по критерию  $S_{\text{жц}}$  определяется выражением

$$\bar{G}_{\text{отб opt}} = \frac{v^2 X_0 \cdot \sqrt{X_0 X_1 - v^2}}{X_0 X_1},$$

где  $X_0$ ,  $X_1$  являются другими функциями тех же исходных данных [19].

Для приводного ВГТД, который предназначен только для получения мощности  $N_e$ , аналитическое выражение для оставшегося одного параметра рабочего процесса

$$\pi_{\text{к opt}}^* = \left( \frac{-B + \sqrt{B^2 - 4DC}}{2} \right)^{n_{\text{ср}} / n_{\text{ср}} - 1},$$

где величины  $B$ ,  $C$  и  $D$  зависят от  $N_e$ ,  $T_{\text{г}}^*$ ,  $\eta_{\text{к}}^*$ ,  $\eta_{\text{г}}^*$  и других исходных данных. На рис. 10.4 показаны расчетные области оптимальных значений  $\pi_{\text{к opt}}^*$  по критериям  $A$  и  $M_{\text{су+м}}$  в зависимости от температуры газа  $T_{\text{г}}^*$ . На полученные области оптимальных параметров нанесены выбранные при проектировании значения  $\pi_{\text{к}}^*$  у созданных приводных ВГТД.

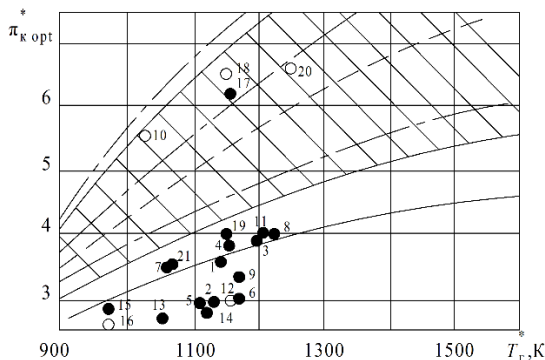


Рис. 10.4. Расчетные области оптимальных значений  $\pi_{к\text{ опт}}^*$  приводных ВГТД при  $v_{\text{охл}}, \eta_{г} = f(T_{г})$  и их сопоставление с параметрами созданных двигателей

Результаты этого сопоставления показывают, что более половины рассмотренных ВГТД с одноступенчатым центробежным компрессором не реализуют оптимальных значений, так как большинство созданных для ВГТД центробежных компрессоров обеспечивает  $\pi_{к}^* = 3 \dots 4$ .

Расширение возможностей компрессора по степени повышения давления приводит к выбору значений  $\pi_{к}^*$ , близких к наиболее оптимальным по критериям  $A$  и  $M_{\text{СУ}+m}$  (двигатели 10, 17, 18, 20). Анализ результатов этого сопоставления указывает таким образом пути совершенствования рабочего процесса приводных ВГТД при системном подходе к их созданию.

В отличие от полноразмерных ГТД, для которых разработано много вариантов для многокритериальной оценки эффективности, за более чем полувековую историю развития ВГТД не было сформировано (опубликовано в литературе) целостной методологии оценки их эффективности. Объяснить это можно большим разнообразием типов, характером их производства, условий эксплуатации и, конечно, специфическими особенностями фирм-разработчиков.

Нетранспортное значение ВГТД определяет в качестве основных критериев их эффективности стоимость часа эксплуатации и суммарную массу СУ и топлива, расходуемого в течение полета ЛА. По аналогии с моделями стоимости часа эксплуатации для полноразмерных двигателей можно использовать следующую структуру формулы:

$$A = A_{\text{ам}} + A_{\text{обс}} + A_{\text{гсм}}. \quad (10.1)$$

Величина  $A_{ам}$  в этой формуле учитывает затраты на амортизацию. Для ВГТД какие-либо выражения для стоимости неизвестны. Поэтому при  $T_r^* = \text{const}$  изменения стоимости вариантов ВГТД равного технического уровня будут пропорциональны изменению массы [121, 125]:

$$A_{ам} = f(M_{дв}, S_m).$$

При этом величина удельной стоимости массы МГТД ( $S_m$ ) оценивается по статистическим данным, а масса – по рекомендациям работы [87].

Составляющая стоимости часа эксплуатации  $A_{обс}$  определяется исходя из предпосылки, что расходная ставка на обслуживание ВГТД примерно равна расходной ставке на обслуживание малых вертолетных ГТД:

$$A_{обс} = \alpha_2 N_e, \quad (10.2)$$

где  $\alpha_2$  – расходная ставка на техническое обслуживание, определяется по рекомендациям работы [21].

Затраты на горючесмазочные материалы определяются для ВГТД следующим образом:

$$A_{гсм} = S_{гсм}^{уд} \bar{G}_{мон} G_{т час}, \quad (10.3)$$

где  $S_{гсм}^{уд}$  – удельная стоимость 1 кг ГСМ;

$\bar{G}_{мон}$  – коэффициент увеличения среднечасового расхода топлива вследствие наработок на нерасчетных режимах;

$G_{т час}$  – среднечасовой расход топлива во время эксплуатации.

Величины  $\bar{G}_{мон}$  и  $G_{т час}$  определяются на основе технических условий на эксплуатацию ВГТД.

Для сравнительного анализа экономического совершенства альтернативных вариантов ВГТД одинакового назначения, стоимость обслуживания которых сопоставима, возможно использовать суммарные затраты на изготовление ВГТД и на топливо, расходуемое за назначенный ресурс:

$$S_{дв+т} = S_{дв} + S_t. \quad (10.4)$$

Рассмотренные критерии могут быть использованы как для сравнительной оценки эффективности ВГТД, так и для оптимизации параметров рабочего процесса.

### 10.3. Особенности применения на ВГТД осевых и радиально-осевых турбин

На основной массе ВГТД (80...90 %) установлены осевые турбины (ОТ). Лишь на двигателях самого малого размера применяются радиально-осевые турбины (РОТ). Однако такое положение имеет тенденцию к изменению. Фирмы, производящие малоразмерные ГТД, стали уделять внимание радиально-осевым турбинам в связи с их дешевизной и технологичностью. Этому способствует то обстоятельство, что совершенствование рабочего процесса ВГТД путем повышения температуры газа перед турбиной, коэффициентов полезного действия, степени повышения давления неизменно приводит к необходимости уменьшать размер их турбокомпрессора.

Если в качестве типичных конструктивных схем приводного ВГТД рассмотреть одновальный двигатель с центробежным компрессором и радиально-осевой турбиной, а в качестве альтернативы – с 2-ступенчатой осевой турбиной, то, как показано в [35], становится целесообразно применять РОТ, если потребный расход воздуха  $G_{в\text{ расч}} < 1,5...2,5$  кг/с, при этом для ГТД мощностью 200 кВт можно получить экономический выигрыш 4...17 %.

В табл. 10.2 приведены относительные значения себестоимости изготовления 4 видов турбин:

- 1) механически обрабатываемая ОТ, себестоимость принята за 1;
- 2) литая ОТ;
- 3) механически обрабатываемая РОТ;
- 4) литая РОТ.

Причины такого различия определяются структурой изготовления этих вариантов турбин. Как показывает анализ, затраты на основные материалы литых вариантов РОТ и ОТ примерно равны. Затраты на основную заработную плату при производстве ОТ в 1,5 раза больше, что связано с большей трудоемкостью окончательных операций при обработке рабочих лопаток этой турбины. Сравнение себестоимостей турбин, изготавливаемых механической обработкой, показывает, что у осевой турбины затраты на основные материалы в 1,2 раза меньше, чем у РОТ, но, с другой стороны, по основной заработной плате затраты у ОТ в 1,8 раза больше, чем у радиально-осевой турбины.

**Таблица 10.2. Относительные себестоимости изготовления рассмотренных видов турбин малоразмерных ВГТД**

Вид турбины	механически обрабатываемая ОТ	литая ОТ	механически обрабатываемая РОТ	литая РОТ
Относительная себестоимость	1	0,64	0,59	0,4

Применение иной технологии (литье вместо механической обработки) для ОТ уменьшает более чем в 3 раза затраты на основные материалы и в 1,5 раза затраты на заработную плату, для РОТ уменьшает более чем в 5 раз затраты на основные материалы и незначительно увеличивает, на 2...5 %, затраты на заработную плату. При уменьшении размерности двигателей от полноразмерных к малоразмерным сложившееся соотношение между затратами на основные материалы и основную заработную плату изменяется в сторону сокращения доли затрат на материалы и увеличения доли затрат на труд (т.е. на основную заработную плату). Исключение составляет механически обрабатываемая РОТ, для которой рассмотренное соотношение между затратами на материалы и труд близко к соотношению затрат при производстве турбин полноразмерных ТВД. Рассмотренные результаты указывают на то, что размерность существенно влияет на технологические и экономические аспекты производства турбин.

Важнейшей характеристикой, во многом определяющей технико-экономические показатели малоразмерных ГТД, является коэффициент полезного действия турбины. Известно, что для рассматриваемых типов турбин при расчете их на одинаковые значения расхода рабочего тела и частоты вращения высота сопловых лопаток РОТ получается меньшей, чем у осевых, а коэффициенты вторичных потерь обычно пропорциональны коэффициентам профильных потерь, а также соотношению между размерами узкого сечения решетки и высотой лопатки. Статистические данные показывают, что коэффициенты вторичных потерь в круговых решетках центростремительных турбин меньше, чем в прямых решетках осевых турбин, и поэтому суммарный коэффициент потерь в круговой решетке центростремительной турбины оказывается меньшим, чем в сопловом аппарате осевой турбины [92]. Потери на утечку рабочего тела у осевых турбин также обычно

больше, чем у РОТ. Это объясняется тем, что у радиально-осевой турбины протяженность зазора между колесом и корпусом больше и, следовательно, градиент давлений в зазоре, от которого в первую очередь зависят потери на утечку, меньше, чем в осевой.

Установки лопаток с бандажными полками увеличивает КПД осевой турбины, но и переход к закрытому рабочему колесу РОТ также существенно увеличивает ее эффективность.

Хотя у ОТ относительные потери мощности на трение диска почти в три раза меньше, чем у РОТ, это различие мало ощутимо, т.к. доля этих потерь мощности в общем балансе потерь как у ОТ, так и у РОТ незначительна. В целом, согласно [92], выигрыш в КПД у малоразмерных РОТ по сравнению с осевыми больше, чем проигрыш, связанный с увеличенными потерями на трение диска. Если учитывать возможности уменьшения потерь на утечки у РОТ, то значения КПД у малоразмерных РОТ на расчетном режиме могут быть даже большими, чем у соответствующих ОТ.

На рис. 10.5 показаны характерные зависимости изменения уровней  $\eta_t$  от размера двигателя. Эти обобщенные данные показывают, что уменьшение размера ОТ (от  $D_{cp} = 200 \dots 300$  мм) приводит к заметному падению ее КПД.

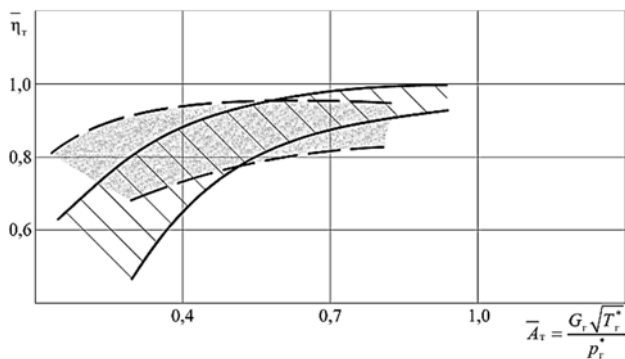




Рис. 10.5. Зависимости изменения значений КПД ОТ  и РОТ  от размера

В то же время уменьшение размера РОТ даже до  $D_{cp} = 50$  мм приводит к менее заметному снижению КПД.



Полученные результаты свидетельствуют, что для малоразмерных ВГТД ( $N_s \leq 300$  кВт) применение РОТ может оказаться целесообразным в тех случаях, когда расчетный расход воздуха меньше 1,5...2,5 кг/с.

Естественно, что для принятия решения на основе технико-экономического анализа учитывают также специфические условия проектирования, производства и эксплуатации данного двигателя.

Так, например, при работе в условиях большой запыленности лопатки СА РОТ подвержены повышенному износу. В таких случаях вариант двигателя с РОТ может быть исключен из рассмотрения, несмотря на удовлетворительные технико-экономические показатели, либо для него должно быть предложено новое конструктивное решение (неметаллический СА, безлопаточный СА и т.д.), компенсирующее вредное влияние лимитирующего фактора.

## Глава 11

# ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННЫХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД

В теории ВРД оценка эффективности авиационных ГТД проводится по таким показателям, как эффективный КПД, общий КПД, удельная тяга (мощность), удельный расход топлива, удельная масса. Такой подход, характерный для ранних этапов развития ГТД [76, 131], достаточно широко используется и в настоящее время [76, 129, 133]. Однако такой метод оценки, незаменимый для теоретических исследований рабочего процесса ГТД, не отвечает задачам проектирования авиационного ГТД, так как не позволяет оценить влияние указанных показателей на эффективность системы МГТД-ЛА.

Разработка математических моделей ГТД, связывающих параметры рабочего процесса с ОТД двигателя ( $M_{дв}$ ,  $P_{дв}$ ,  $C_{уд}$  и т.п.), позволяющих согласовывать характеристики СУ и ЛА по экономическим и летно-техническим показателям ЛА, а также разработка современных методов начального проектирования, основанных на широком применении САПР, позволяет оценивать эффективность авиационных ГТД, в соответствии с требованиями системного подхода, по критериям ЛА. В этом случае начальное проектирование авиационного ГТД имеет цель не только уменьшить  $C_{уд}$  и  $M_{дв}$  и увеличить  $P_{уд}$  (что само по себе, безусловно, важно), но и снизить взлетную массу ЛА, уменьшить стоимость жизненного цикла самолета, повысить его производительность, коммерческую нагрузку и т.п.

### 11.1. Анализ путей повышения эффективности МГТД

В процессе начального проектирования приходится ориентироваться на достаточно приближенные методы прогнозирования, по-

этому особенно важной является роль системной оценки эффективности создаваемых изделий. Работа по повышению эффективности МГТД ведется на всех этапах его жизненного цикла. На этапах эксплуатации и серийного производства важную роль играет удешевление производства, рост ресурса двигателя, улучшение ремонтпригодности и обслуживаемости. На этапе опытной доводки – сокращение сроков доводки, уменьшение количества сборок, выполнение или перевыполнение требований ТЗ, экономия материальных и энергетических ресурсов. На этапе же проектирования важное значение имеют проектные методы повышения эффективности МГТД. К их числу обычно относят:

- повышение достоверности и надежности математических моделей и прогноза исходных данных;
- применение оптимизации на большинстве проектных операций;
- выбор рациональных, а не строго оптимальных значений параметров рабочего процесса, позволяющий конструктору при выполнении требований ТЗ по всему изделию в целом учитывать определенные ограничения по конкретным узлам;
- учет многоцелевого назначения ЛА, многих вариантов траекторий полета, проектных ограничений, учет неопределенности исходных проектных данных по МГТД и ЛА;
- реализация необходимого количества математических экспериментов, позволяющих относительно дешево, в короткие сроки проанализировать влияние многих проектных факторов и выделить главные влияющие факторы;
- возможность в короткие сроки просмотреть и проанализировать большое количество проектных решений, оценить технический риск проекта, его ожидаемый научно-технический уровень и перспективы повышения его эффективности.

Перечисленные проектные методы лежат в основе методологии начального проектирования МГТД. Автоматизация процесса проектирования является мощным дополнительным фактором, обеспечивающим надежность и достоверность проектных решений по МГТД. Это объясняется переходом на новую информационную технологию проектирования МГТД: от фрагментарного (позадачного) применения накопленных знаний к целостным семантическим моделям проектирования МГТД.

## 11.2. Выявление главных факторов, влияющих на эффективность МГТД в системе ЛА

В процессе создания и ввода в эксплуатацию нового МГТД изменяются многие факторы, которые были спрогнозированы и приняты на момент закладки двигателя. Изменяются цены на топливо, двигатели, ЛА; изменяется величина ресурса и требования к удельной массе и удельному расходу топлива и т.п. В результате прогнозные оценки величин таких факторов, зафиксированные при выборе параметров МГТД, могут не совпадать с их фактическими значениями в период эксплуатации. Кроме того, при совокупном учете влияния изменений прогнозируемых факторов может иметь место как усиление их влияния, так и ослабление, благодаря взаимному уравновешиванию отдельных влияний.

В работе [130] приведены характерные диапазоны измерения важнейших исходных проектных данных. Наибольшие диапазоны изменения имеют температура газа перед турбиной  $\delta T_r^* = 15 \dots 20$  % и расчетная дальность полета  $\delta L_{\text{п}} = 500 \dots 1500$  %. К другой группе относятся те исходные проектные данные, которые за период создания и ввода в эксплуатацию претерпевают обычно лишь сравнительно небольшие изменения:

$$\delta \sigma_{\Sigma} = \pm 4 \dots 6 \text{ \%}; \delta \eta_{\text{к}} = \pm 2 \dots 4 \text{ \%}; \delta \eta_{\text{т}} = \pm 2 \dots 4 \text{ \%};$$

$$\delta v_{\text{охл}} = \pm 3 \dots 4 \text{ \%}; \delta M_{\text{мс}} = \pm 4 \dots 10 \text{ \%}; \delta \kappa_{\text{с}} = \pm 10 \dots 30 \text{ \%};$$

Имеется также группа проектных данных, которым характерны изменения в 100...200 раз большие:

$$\delta T_{\text{рес}} = \pm 2 \dots 2,5 \text{ \%}; \delta S_{\text{дв}} = \pm 1,5 \dots 2,5 \text{ \%}; \delta S_{\text{окр}} = \pm 2 \dots 3 \text{ \%};$$

$$\delta S_{\text{гсм}} = \pm 1,5 \dots 2,5 \text{ \%}; \delta S_{\text{пл}} = \pm 1,5 \dots 2 \text{ \%}.$$

Раздельное и совокупное влияние изменения этих факторов в указанных диапазонах на эффективность МГТД в системе ЛА было проанализировано с помощью полного факторного эксперимента типа  $2^n$  на основе аналитических решений, рассмотренных в работе [19]. Было получено (табл. 11.1), что при наиболее неблагоприятных сочетаниях воздействующих факторов возможны следующие максимальные изменения критерия суммарная масса СУ и топлива –  $M_{\text{СУ+т}}$ .

Таблица 11.1. Изменение критерия  $M_{CY+m}$

Воздействующие факторы: $\delta\epsilon$	$K_{M_{CY+m}} = \delta M_{CY+m} / \delta\epsilon$			
	$T_r^* = 1300 \text{ К}$		$T_r^* = 1400 \text{ К}$	
	$t_n = 0,5 \text{ ч}$	$t_n = 10 \text{ ч}$	$t_n = 0,5 \text{ ч}$	$t_n = 10 \text{ ч}$
$\delta T_r^* = 15 \%$	0,67	20	0,74	22
$t_n = 400 \%$	0,25	1,0	0,31	1,1
Наиболее неблагоприятное сочетание факторов	0,22	0,82	0,28	0,95

Из полученных результатов видно, что наиболее неблагоприятное совокупное влияние возможных изменений прогнозных оценок исходных данных на величину  $M_{CY+m \min}$  получается меньше влияния  $\delta T_r^*$  и  $\delta L_n (\delta t_n)$ . Однако следует признать, что из двух последних факторов проектировщики ГТД могут варьировать только температурой  $T_r^*$ . Хотя возможный диапазон изменения этой величины и велик (15...20 %), но в конкретных двигателях, при их доводке, этот диапазон существенно суживается. Таким образом, у разработчиков МГТД для повышения эффективности СУ в системе ЛА остается достаточно ограниченный набор исходных данных: коэффициенты потерь в проточной части двигателя, КПД узлов, характеристики системы охлаждения и ряд других величин.


### 11.3. Количественные оценки коэффициентов влияния главных влияющих факторов на критерии эффективности

Влияние предельно возможных изменений исходных данных на величины критериев эффективности определялось путем дробного факторного эксперимента. Полученные количественные оценки такого влияния для МТВД приведены в табл. 11.2. Анализ этих результатов показывает, что у разработчиков МГТД имеются весьма сильные средства. Они позволяют еще на стадии начального проектирования оценивать эффективность того или иного проектного изменения в целях повышения эффективности двигателя в системе ЛА. Из этих результатов следует, что если, например, при создании МГТД не удастся

обеспечить запроектированные значения КПД и коэффициентов потерь (при этом в большинстве случаев значения отличаются от проектных значений пределах – 0,5...1,0 %), то вследствие этого может быть проигрыш в технико-экономических показателях ЛА до 15...35 %. Из результатов табл. 11.2 видно, что проектирование МГТД при детерминированной постановке задачи может приводить к ошибочным решениям и переоценке (или недооценке) достоинств проекта СУ в системе ЛА. Рассмотренные результаты наглядно показывают, насколько опасна ориентация только на запроектированные значения исходных данных.

**Таблица 11.2. Коэффициенты влияния главных влияющих факторов на оптимальные значения критериев эффективности МТВД для служебного самолета**  
**( $H = 11$ ,  $M = 0,8$ ,  $L_n = 3500$  км,  $T_{гкр}^* = 1400$  К)**

Главные влияющие факторы	Критерии эффективности ЛА		
	$M_{0\min}$	$a_{пр\min}$	$C_{ткм\min}$
$\eta_k$ пол НД	-0,76	-0,61	-1,4
$\eta_k$ пол ВД	-0,186	-0,21	-0,67
$\eta_T$ пол ВД	-0,131	-0,145	-0,438
$\eta_T$ пол НД	-0,082	-0,095	-1,873
$V_{охл}$ ВД	-0,295	-0,31	-0,585
$V_{охл}$ НД	-0,6	-0,66	-1,88
$\sigma_{вх}$	-0,49	-0,51	-0,9
$\sigma_{кс}$	-0,288	-0,302	-0,652
$\phi_c$	-0,235	-0,28	-0,442

 – главные влияющие факторы

#### **11.4. Основные закономерности повышения эффективности МГТД на этапе начального проектирования**

В работах [87, 130] аналитическими решениями и с помощью машинных экспериментов было показано, что в силу значительной пологости целевых функций (критериев эффективности) в окрестностях оптимума разработчикам МГТД можно выбирать рациональные зна-

чения параметров рабочего процесса в достаточно широких пределах (3...5 единиц по  $\pi_k$ , 0,2...0,35 по  $\pi_c$ , 0,5...1,5 по  $m$ , 30...50 К по  $T_r^*$  и т.п.), практически (в пределах 0,5...2 %), не ухудшая относительно экстремальных значений эффективности СУ в системе ЛА. Подход к другим исходным данным, особенно к главным влияющим факторам, должен быть в определенной мере более строгим, особенно если существует реальность их совокупного влияния на эффективность.

Поэтому при начальном проектировании МГТД необходимо проводить исследования влияния неопределенности исходных не только на выбор значений параметров рабочего процесса, но и на эффективность системы МГТД-ЛА. Для проведения таких исследований можно использовать количественные оценки коэффициентов чувствительности и коэффициентов влияния [87].

Предварительное значение этих коэффициентов при создании нового двигателя позволяет учитывать возможности и достижения данного предприятия по определенным данным двигателя и сосредоточить усилия на обеспечение значений тех данных, которые можно отнести к разряду проблемных.

Комплексный, системный подход необходим и при разработке отдельных элементов двигателя. Так, эффективность газогенератора зависит от степени согласованности параметров узлов турбины и компрессора, формы и конструкции проточной части двигателя. В свою очередь, эффективность, например компрессора, определяется характером обтекания его лопаток потоком воздуха, обеспечивающим максимальный КПД и достаточную устойчивость на всех эксплуатационных режимах. Таким образом, эффективность узлов оценивается по показателям эффективности всего двигателя в системе ЛА, а эффективность и целесообразность конструкции деталей, входящих в конкретные узлы, – по функциональным показателям этих узлов в системе двигателя.

### **11.5. Перспективы повышения эффективности МГТД в системе ЛА различного назначения**

Известен целый ряд исследований с прогнозными оценками совершенствования удельных параметров полноразмерных авиацион-

ных ГТД. Что касается МГТД, то таких прогнозных оценок существенно меньше [19, 109, 111]. На рис. 11.1 и 11.2 представлены обобщенные статистические данные по  $C_e$  и  $\gamma_{дв}$  для вертолетных и самолетных МГТД на период 2000...2025 гг.

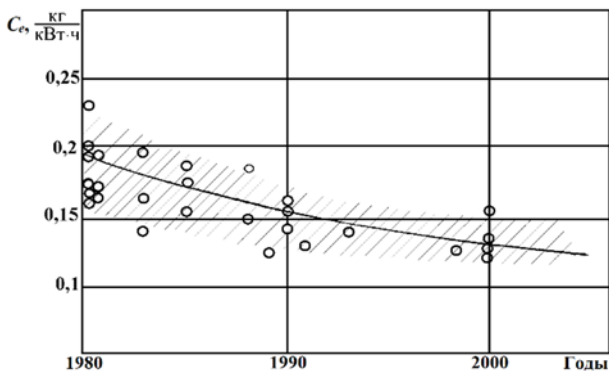


Рис. 11.1 Обобщенные статистические данные по удельному расходу топлива  $C_e$  для малоразмерных вертолетных и самолетных ГТД

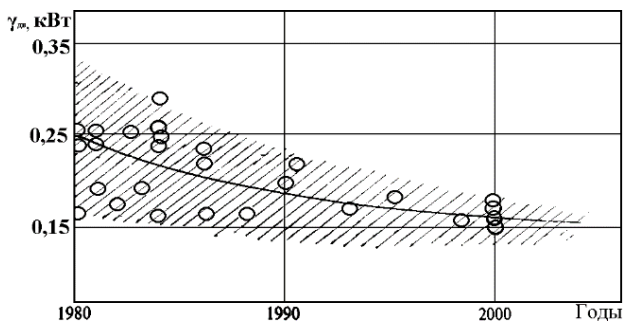


Рис. 11.2 Обобщенные статистические данные по удельной массе для малоразмерных вертолетных и самолетных ГТД

Как видно из рисунков за 25 лет  $C_e$  у МГТД за счет увеличения значений параметров рабочего процесса и совершенствования КПД ЛМ и коэффициентов потерь в проточной части снижается на 0,5...1 %.

Однако это в 1,2...1,5 раза ниже, чем у полноразмерных ТРДД [76]. Что касается совершенствования  $\gamma_{дв}$  у МГТД, то, похоже, здесь, как и у



полноразмерных ГТД, возможности во многом исчерпаны и трудно ожидать снижения  $\gamma_e$  у МГТД без редуктора ниже, чем 0,12...0,15 кг/кВт.

Обобщенные статистические данные на рис. 11.1 и 11.2 позволяют оценить перспективы повышения эффективности МГТД в системе ЛА различного назначения. В табл. 11.3 приводится прогнозная оценка ожидаемого роста технико-экономических показателей, характеризующих эффективность вертолетов, региональных и служебных самолетов за счет совершенствования  $C_e$  и  $\gamma_{дв}$  у МГТД в период с 2000 по 2025 гг.

**Таблица 11.3. Прогнозная оценка перспектив повышения эффективности МГТД в системе ЛА различного назначения в период с 2000 по 2025 гг.**

Тип ЛА	Исходные данные	$\delta C_{ткм}$	$\delta M_0$	$\delta L_{п}$
вертолеты	$H = 0,5$ км, $V = 250$ км/ч, $L_{п} = 400$ км, $N_{евзл} = 2 \cdot 550$ кВт	0,927	0,977	1,02
региональные самолеты	$H = 8$ км, $M_{п} = 0,6$ , $L_{п} = 1000$ км, $N_{эв} = 2 \cdot 1100$ кВт	0,928	0,979	1,012
служебные самолеты	$H = 11$ км, $M_{п} = 0,8$ , $L_{п} = 3500$ км, $N_{эв} = 2 \cdot 625$ кВт	0,922	0,957	1,036

Из табл. 11.3 видно, что наибольший прирост эффективности можно ожидать по критерию  $C_{ткм}$  ( $\delta = 6...7$  %), а наименьший – по критерию  $L_{п}$  ( $\delta = 1,5...2$  %). Из ЛА наибольший прирост эффективности ожидается у вертолетов ( $\delta \approx 8$  %), а наименьший – у региональных самолетов ( $\delta \approx 1,7$  %).

Такие результаты свидетельствуют, что резервы совершенствования МГТД в предстоящие годы еще весьма значительны, несмотря на отрицательное воздействие малоразмерности, затрудняющее повышение параметров термодинамического цикла.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе на основе системного подхода рассмотрены подходы, методы и автоматизированные средства решения проблемы повышения эффективности малоразмерных ГТД различного целевого назначения.

Для обеспечения максимальной эффективности авиационных ГТД наиболее значимыми и решающими являются решения, принимаемые на начальных этапах их проектирования. Именно на этих этапах, несмотря на их малую продолжительность, принимается наибольшая часть важных проектных решений, которые определяют эффективность на этапах доводки, производства и эксплуатации. К числу вопросов, которые решаются на начальных этапах проектирования и определяют в основном эффективность МГТД, относятся: выбор типа ГТД, выбор его принципиальной схемы, согласование характеристик ГТД и ЛА, формирование оптимального облика рабочего процесса и рациональной проточной части, учет влияния малоразмерности и неопределенности исходных данных, имитация полета по заданным траекториям, учет как формализуемых, так и неформализуемых проектных ограничений. Именно этим вопросам и посвящена данная работа.

В ней приведены результаты анализа областей применения и особенностей рабочего процесса малоразмерных авиационных ГТД. Дана классификация ГТД по размерности в широком диапазоне: от микро ГТД до двигателей самых больших размеров. Приведены типы и конструктивные схемы малоразмерных ГТД. В качестве областей применения МГТД рассмотрены различные типы самолетов, вертолеты, беспилотные летательные аппараты, наземные и водные транспортные средства.

Описаны особенности математических моделей малоразмерных ГТД для начальных этапов их проектирования. Дана общая характеристика фирм, разрабатывающих МГТД.

Разработанная методология формирования облика рабочего процесса малоразмерных ГТД представляет теоретический и практиче-

ский интерес для развития методов их автоматизированного проектирования. Она включает методы оптимизации параметров, с использованием в качестве критериев как удельные параметры двигателя, так и методы многокритериальной оптимизации по критериям оценки эффективности двигателя в системе летательного аппарата, в том числе в условиях неопределенности исходных проектных данных.

В результате проведенных исследований разработаны модели расчета проектной массы малоразмерных ТРД, ТРДД, ТВД, ГТД СТ для использования на этапе их начального проектирования. Предложенные модели позволяют определять массу МГТД с точностью от 10 до 15%.

Разработки авторов нашли отражение в созданной САЕ – системе концептуального проектирования малоразмерных авиационных ГТД АСТРА. Приведены функциональные возможности, концепция построения автоматизированной системы АСТРА, технологии формирования компьютерных моделей задач проектирования и численного анализа. САЕ-система АСТРА состоит из множества компьютерных моделей, описывающих термодинамические процессы, происходящие в основных узлах двигателя, моделей, описывающих условия совместной работы всех узлов в составе двигателя, из моделей, описывающих закон и программу управления двигателем, моделей полета ЛА по заданной траектории, из моделей, реализующих методы поиска экстремумов целевых функций и координат изолиний локально-оптимальных областей, а также из моделей расчета основных технических данных двигателя и критериев оценки двигателя в системе ЛА и др. Это позволяет использовать различные модели и гибко настраивать систему под конкретную проектную задачу.

Одной из важнейших проблем проектирования малоразмерных ГТД, обусловленных многообразием их конструктивных схем, является формирование наиболее рационального облика его турбокомпрессора. В работе предлагается метод многокритериальной структурно-параметрической оптимизации конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора и его конструктивной схемы.

На основе систематизации и обобщения результатов в учебном пособии подробно рассмотрены и описаны применение, параметры, конструктивные схемы, методы и результаты оптимизации параметров

рабочего процесса и влияния на них различных факторов для малоразмерных ТВД, ТРДД, ТРД, ГТД для вертолетов, ГТД для беспилотных ЛА, вспомогательных ГТД.

Исходя из результатов исследования, выявлены основные закономерности повышения эффективности авиационных малоразмерных ГТД.

Учебное пособие построено на современной теории проектирования малоразмерных ГТД.

Предложенные в работе методы и средства позволяют разработчикам МГТД отыскивать по совокупности показателей наиболее эффективные проектные решения.

Дальнейшим направлением исследований является разработка цифровых двойников различных типов малоразмерных ГТД на основе применения многоуровневых междисциплинарных моделей.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Авдошенко Ю.В., Агульник А.Б., Сгилевский В.А. Разработка и внедрение САПР двигателей верхнего уровня: сб. науч. тр. // Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. – Куйбышев: КуАИ, 1984. – С. 3-9.
2. Авиадвигателестроение: энциклопедия / Общая ред. В.М. Чуйко. – М.: Изд. дом «Авиамир», 1999. – 300 с.
3. Авиадвигатели «Сатурна». – ООО «Помтор-пресса», 2003. – 320 с.
4. Авиационный турбореактивный двигатель РУ-19А-300: руководство по эксплуатации и техническому обслуживанию. – Ростов-на-Дону: ЗАО «АНТЦ «ТЕХНОЛОГ», 2001. – 204 с.
5. Авиация: энциклопедия / гл. ред. Г.П. Свищев. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – 736 с.
6. Аронов Б.М., Маслов В.Г. Автоматизация решений проектных задач при создании авиационных ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1993. – № 2. – С. 97-100.
7. Ахмедзянов А.М., Алаторцев В.П., Аксельрод Н.Н. Термодинамические расчеты авиационных ГТД. – Уфа: Изд-во УАИ, 1982. – 256 с.
8. Ахмедзянов А.М., Алаторцев В.П., Гумеров Х.С. и др. Проектирование авиационных ГТД. – Уфа: Изд-во УАИ, 1987. – 227 с.
9. Аэродинамика и динамика полета вертолетов / под ред. В.Ф. Ромасевича. – М.: Военное Издательство Министерства Обороны СССР, 1982. – 485 с.
10. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение, 1978. – 207 с.
11. Бадягин А.А., Овруцкий Е.А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. – М.: Машиностроение, 1964. – 296 с.
12. Бардычев А.С. РД-1700: подготовка к летным испытаниям // Двигатель. – 2005. – № 5(41). – 19 с.
13. Беззубцев-Кондаков А.Е. Удачу нести на крыле: очерки истории ОАО «Мотор Сич». – М., 2007. – 544 с.
14. Биргер И.А. Термопрочность деталей и машин. Теория. Экспериментальные исследования. Расчет. – М.: Машиностроение, 1975. – 455 с.

15. Богданов Ю.С. Анализ и выбор параметров вертолетов народнохозяйственного применения. – М.: МАИ, 1985. – 62 с.
16. Богомолов Е.Н. Рабочие процессы в охлаждаемых турбинах газотурбинных двигателей с перфорированными лопатками. – М.: Машиностроение, 1987. – 160 с.
17. Силовые установки дозвуковых пассажирских самолетов / Г.В. Васильев, Л.Н. Дружинин, В.А. Сосунов и др. // Проблемы энергетики транспорта. – 1990. – С. 55-68 (Труды ЦИАМ № 1272).
18. Васильев Г.В., Максимов А.А. К вопросу о выборе параметров ТРДД для дозвукового самолета местных линий. – М., 1972. – 11 с. (Труды ЦИАМ №537).
19. 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.
20. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. – М.: Машиностроение, 1977. – 152 с.
21. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей / В.А. Григорьев, А.В. Ждановский, В.С. Кузьмичев и др. – 2-е изд., испр. и доп. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 202 с.
22. Горохов С.В., Малыгина Р.П., Новиков А.С. Сравнительный анализ ТРДД с регенерацией тепла для магистральных самолетов // Проблемы энергетики транспорта. – 1990. – С. 108-115 (Труды ЦИАМ №1272).
23. Григорьев В.А. О размерности авиационных ГТД // Актуальные проблемы технических наук: сб. ст. междунар. науч.-практ. конф. – Уфа: Аэтерна, 2015. – С. 61-65.
24. Григорьев В.А., Боргест Н.М., Кузьмичев В.С. Влияние совершенства системы охлаждения на выбор оптимальных параметров ГТД в системе ЛА // Высокотемпературные охлаждаемые турбины ГТД; межвуз. сб. – Казань. – 1980. – № 4. – С. 9-13.
25. Григорьев В.А., Загребельный А.О. К задаче определения проектных параметров газотурбинного двигателя вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2014. – № 3. – С. 41-43.
26. Григорьев В.А., Загребельный А.О. Устойчивость решений при выборе значений параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя в системе вертолета на этапе начального проектирования // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2019. – №1. – С. 145-148.

27. Григорьев В.А., Загребельный А.О., Калабухов Д.С. Совершенствование параметрической модели массы газотурбинного двигателя со свободной турбиной для вертолетов // Вестник Московского авиационного института. – 2019. – Т. 26, № 3. – С. 137-143.
28. В.А. Григорьев, А.О. Загребельный, А.С. Прокаев и др. К вопросу оценки массы редуктора в задаче оптимизации параметров рабочего процесса ТВД на этапе начального проектирования // Вестник СГАУ. – 2014. – № 5(47). – Ч.1. – С. 132-138.
29. В.А. Григорьев, А.О. Загребельный, А.С. Прокаев и др. К вопросу оценки массы силовой установки в задаче оптимизации параметров рабочего процесса ТВД на этапе начального проектирования // Вестник Московского авиационного института. – 2015. – Т. 22, №3. – С. 103-106.
30. Григорьев В.А., Калабухов Д.С., Радько В.М. Применение методов теории искусственных нейронных сетей при обобщении и представлении характеристик осевых компрессоров авиационных ГТД // Вестник СГАУ. – 2012. – № 3(34). – С. 67-75.
31. Григорьев В.А., Кузьмичев В.С. Применение коэффициентов деформации областей оптимальных параметров ГТД при исследовании влияния неопределенности исходных данных // Газотурбинные и комбинированные установки / Тр. Всесоюз. науч.-техн. конф. МВТУ, 1983. – С. 11-12.
32. Григорьев В.А., Кузьмичев В.С., Пак В.Д. Выбор оптимальных значений параметров рабочего процесса при модификации авиационных ГТД: сб. ст. // Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. – Куйбышев: КуАИ, 1982. – С. 3-10.
33. Григорьев В.А., Ланский А.М., Маслов В.Г. Оптимизация проектных параметров рабочего процесса турбовальных ГТД для многоцелевых вертолетов // Вопросы проектирования и доводки малоразмерных ГТД и их элементов / Тр. Всесоюз. науч.-техн. конф. – Куйбышев, 1975. – С. 21-28.
34. Григорьев В.А., Ломакин В.Б. Аналитическая модель критерия  $\eta_e$  для исследования оптимальных параметров рабочего процесса ТВД / Тр. науч.-техн. конф. молодых ученых КуАИ. – Куйбышев, 1980. – 8 с. – Деп. в ВИНТИ 18.03.81, N1210-81.
35. Григорьев В.А., Маслов В.Г. Анализ экономической эффективности применения радиально-осевых турбин на малоразмерных ГТД // Вопросы проектирования и доводки малоразмерных ГТД и их элементов / Тр. Всесоюз. науч.-техн. конф. – Куйбышев, 1975. – С. 41-45.

36. Григорьев В.А., Рызыванов И.П., Загребельный А.О. Совершенствование параметрической модели массы авиационных турбовинтовых двигателей // Вестник Московского авиационного института. – 2020. – Т. 27, № 2. – С. 81-89.
37. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. – М.: ООО “АКС-Конверсалт”, 2000. – 464 с.
38. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследованиях параметров и характеристик авиационных двигателей. – М., 1979. – 45 с. (Труды ЦИАМ №852).
39. Жирнов А.Ф. В новый век – с новыми двигателями // Крылья Родины. – 2002. – №4. – С. 11-12.
40. Жустрин Г.К., Кронштадтов В.В. Весовые характеристики вертолета и их предварительный расчет. – М.: Машиностроение, 1978. – 112 с.
41. Жустрин Г.К. Анализ практических методов расчета для оценки летно-технических характеристик и оптимизации параметров винтокрылых аппаратов // Труды ЦАГИ. – Вып. № 1895. – М.: ЦАГИ, 1977. – 31 с.
42. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. – М.: Машиностроение, 2005. – 336 с.
43. Ильичев А.В. Эффективность проектируемой техники: основы анализа. – М.: Машиностроение, 1991. – 336 с.
44. Иноземцев Н.В., Зуев В.С. Авиационные газотурбинные двигатели. – М.: Оборонгиз, 1949. – 467 с.
45. Иностранные авиационные газотурбинные двигатели: справочник / под общ. ред. Г.В. Скворцова. – М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 1981. – 298 с.
46. Иностранные авиационные двигатели: справочник. – М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 1961. – 444 с.
47. Иностранные авиационные двигатели: справочник / под общ. ред. Г.В. Скворцова. – М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 1984. – 319 с.
48. Иностранные авиационные двигатели: справочник / К.Н. Чикина, В.Н. Федякин, В.С. Куринов и др.; под ред. Л.И. Соркина. – М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 1987. – 320 с.
49. Иностранные авиационные двигатели: справочник / под ред. Л.И. Соркина. – М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 1992. – 289 с.
50. Иностранные авиационные двигатели: справочник / под общ. ред. Л.И. Соркина. – М.: Изд. дом «Авиамир», 2000. – 534 с.



51. Иностранные авиационные двигатели: справочник ЦИАМ / под общ. ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: Изд. дом. «Авиамир», 2005. – 592 с.
52. Иностранные авиационные двигатели: приложение к 11 изданию. – М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 1987. – 104 с.
53. Иностранные авиационные и ракетные двигатели: справочник / В.В. Арефьев, Н.И. Железнякова, Е.И. Иванова и др.; под ред. Г.В. Скворцова. – М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 1971. – 698 с.
54. Информационные материалы компании Iran Aviation Industries Organization на МАКС-2017.
55. История авиационной промышленности России. – М.: ОАО «Авиапром», МОО «Общество авиастроителей», 2014. – 392 с.
56. Казанджан П.К., Кузнецов А.В. Турбовинтовые двигатели. – М.: Оборонгиз, 1961. – 264 с.
57. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Янко А.К. Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1983. – 217 с.
58. Кац Б.М., Жаров Э.С., Винокуров В.К. Пусковые системы авиационных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1976. – 220 с.
59. Киричков М.А., Еланский А.В., Кравченко И.Ф. Создание семейства малоразмерных газотурбинных двигателей на базе единого газогенератора //Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – №10 (107). – С. 37-41.
60. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1969. – 512 с.
61. Коварцев А.Н., Ломакин В.Б. Представление в расчетах на ЭВМ обобщенных характеристик компрессоров ГТД с помощью многомерного сплайна со свободными граничными условиями: межвуз. сб. науч. тр. // Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. – Куйбышев, 1983. – С. 25-31.
62. Коварцев А.Н., Маслов В.Г. Оценивание технического риска на начальном этапе проектирования ГТД. – Куйбышев, 1988. – 67 с. – Деп. в ВИМИ 6 декабря 1988, №ДД1335.
63. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / под ред. Д.В. Хронина. – М.: Машиностроение, 1989. – 368 с.
64. Концепция построения и реализации САПР газотурбинных двигателей / В.А. Григорьев, А.Н. Коварцев, В.С. Кузьмичев и др. – Куйбышев: КуАИ, 1988. – 148 с. – Деп. в ЦНИИТЭН Тяжмаш 27.07.88, №321. – тм88.
65. Копелев С.З. Проектирование проточной части турбин авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 1984. – 224 с.

66. Корниенко О.О. Путь к прогрессу. – Запорожье: ВПК «Запоріжжя», 2000. – 176 с.
67. Котельников В.Р., Изотов Д.П., Зрелов В.А. Двигатели вертолетов России / под общ. ред. В. В. Горошника. – Рыбинск: МедиаРост, 2020. – 328 с.
68. Кравченко И.Ф. Концепция создания высокоэффективного двухконтурного турбореактивного двигателя для учебно-боевого самолета // Авиационная и космическая техника и технология. – 2012. – № 7(94). – С. 47-55.
69. Крупенич И.Н., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В. Вариантное автоматизированное проектирование проточной части турбокомпрессора авиационных ГТД // Вестник Самар.гос. аэрокосм. ун-та. – 2006. – №2(10). – Ч.2. – С. 76-82.
70. Кузьмичев В.С., Рыбаков В.Н., Ткаченко А.Ю. Моделирование полета летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей // Изв. Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. – Т.14, №1(2). – С. 491-494.
71. Кузьмичев В.С., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н. и др. Постановка задачи оптимизации параметров ТРДД с выполненным газогенератором // Вестник СГАУ. – 2012. – № 5 (36). – Ч.1. – С. 174-179.
72. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н. и др. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ. – 2013. – № 67. – С. 1-15.
73. Кузьмичев В.С., Маслов В.Г. Анализ корреляционной зависимости веса авиационных ГТД от основных параметров рабочего процесса. Вопросы проектирования и доводки малоразмерных ГТД и их элементов // Труды V Всесоюз. межотрасл. науч.-техн. конф. по микроэнергетике. – Куйбышев, 1975. – С. 29-37.
74. Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Использование метода динамического программирования для решения задач оптимизации управления ГТД по критериям эффективности летательного аппарата // Вестник СГАУ. – 2012. – №5(36). – Ч.1. – С. 203-207.
75. Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. и др. Методы и средства концептуального проектирования авиационных ГТД в САЕ-системе «АСТРА» // Вестник Самар. гос. аэрокосм. ун-та. – 2012. – № 5(36). – Ч. 1. – С. 169-173.
76. Кулагин В.В., Кузьмичев В.С. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. В 2 кн. – 3-е изд. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. – 336 с. – Кн. 2. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. – 280 с. – М.: Машиностроение, 2013.

77. Кулагин В.В., Кузьмичев В.С. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. – В 2 кн. – 4-е изд., испр. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. – М.: Инновационное машиностроение, 2017. – 336 с.
78. Кулагин И.И. Теория авиационных двигателей. – М.: Оборонгиз, 1955. – 407 с.
79. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 288 с.
80. Лукачев В.П., Данильченко В.П., Резник В.Е. Выбор параметров и инженерные основы проектирования систем охлаждения высокотемпературных турбин авиационных ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1983. – 120 с.
81. Малые ГТД для вертолетов и наземного транспорта // Техн. перевод ЦИАМ. – 1972. – № 30115. – 101 с.
82. Масленников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. – М.: Машиностроение, 1969. – 380 с.
83. Масленников М.М., Шальман Ю.И. Авиационные газотурбинные двигатели. – М.: Машиностроение, 1975. – 576 с.
84. Маслов В.Г. Выбор параметров и термогазодинамический расчет авиационных двигателей. – Куйбышев: КуАИ, 1970. – 195 с.
85. Маслов В.Г. О выборе параметров авиационного ГТД, обеспечивающих оптимальное сочетание удельного веса и удельного расхода топлива // Проектирование и доводка авиационных ГТД / Тр. КуАИ. – Вып. 67. – 1974. – С. 3-16.
86. Маслов В.Г. Теоретические вопросы оптимизации проектных параметров авиационного ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1976. – № 3. – С. 72-79.
87. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1981. – 123 с.
88. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Григорьев В.А. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1984. – 176 с.
89. Машиностроение: энциклопедия / ред. совет: К.В. Фролов и др. Самолеты и вертолеты. Т.IV-21. Проектирование, конструкция и системы самолетов и вертолетов. Кн. 2 / А.М. Матвеенок, А.И. Акимов, М.Г. Акопов и др.; под общ. ред. А.М. Матвеенок. – М.: Машиностроение, 2004. – 752 с.
90. Машиностроение: энциклопедия. Самолеты и вертолеты. Т.IV-21. Авиационные двигатели. Кн. 3 / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис и др. – М.: Машиностроение, 2010. – 720 с.

91. Мидзумати Н. Исследование радиальных газовых турбин. – М.: Машгиз, 1961. – 120 с.
92. Митрохин В.Т. Выбор параметров и расчет центростремительной турбины. – М.: Машиностроение, 1974. – 226 с.
93. Научный вклад в создание авиационных двигателей. В 2 кн.: Кн. 1 (725 с.), Кн. 2 (616 с.) / под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. – М.: Машиностроение, 2000.
94. Нечаев Ю.Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.
95. Нечаев Ю.Н. Теоретические исследования характеристик ТРД для больших чисел М полета. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1960. – 90 с.
96. Нечаев Ю.Н., Кобельков В.П., Полев А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.
97. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.1. – М.: Машиностроение, 1977. – 312 с.
98. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2. – М.: Машиностроение, 1975. – 336 с.
99. Овруцкий Е.А. Методики определения экономической эффективности транспортных самолетов и уровня их технико-экономического совершенства. – М.: ГОСНИИГА, 1975. – 168 с.
100. Основы автоматизированного проектирования двигателей летательных аппаратов / под ред. Д.В. Хромина. – М.: Машиностроение, 1984. – 183 с.
101. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов: учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.
102. Основы проектирования турбин авиадвигателей / под ред. С.З. Копелева. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.
103. Основы теории, расчета и проектирования воздушно-реактивных двигателей / А.И. Белоусов, С.К. Бочкарев, В.А. Григорьев и др.; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. акад. С.П. Королева. – М.: Машиностроение, 2011. – 198 с.
104. Ошеров С.Я. К вопросу о КПД газовых турбин малой мощности // Энергомашиностроение. – 1959. – №5. – С. 1-7.
105. Павленко В.Ф. Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. – М.: Машиностроение, 1972. – 284 с.
106. Пархомов А.Л. Оптимизация параметров ВРД по экономичности. – М., 1968. – 34 с. (Труды ЦИАМ №446).

107. Политова И.Д. Дисперсионный и корреляционный анализ в эконометрике: учеб. пособие для экономических факультетов. – М.: Дело, 1998. – 248 с.
108. Полная энциклопедия мировой авиации. Самолеты и вертолеты XX столетия / под ред. Дэвида Дональда; пер. с англ.: А.И. Данилин, С.Н. Перов, А.Г. Прохоров и др. – Самара: Корпорация «Федоров», 1997. – 928с.
109. Пономарев Б.А. Малоразмерные газотурбинные и поршневые двигатели. – Кн. 1: Научный вклад в создание авиационных двигателей / под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. – М.: Машиностроение, 2000. – 725 с.
110. Пономарев Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. – М.: Воениздат, 1982. – 240 с.
111. Пономарев Б.А., Бехли Ю.Г. Исследование развития отечественных вертолетных ГТД и малоразмерных авиационных двигателей // Техн. возд. флота. – 1991. – № 2. – С. 10-16.
112. Проектирование гражданских самолетов / под ред. Г.В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.
113. Проектирование самолетов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
114. Проспект АО «Мотор Сич» на выставке «Двигатели-2018».
115. Проспект ОАО «НПО «Сатурн» к МАКС – 2019.
116. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под общ. ред. В.И. Солонина. – М.: ЦИАМ, 2010. – 679 с.
117. Рекламные материалы компании Pratt & Whitney Canada: Международный форум МФД, 2016. – 15 с.
118. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Практическая аэродинамика вертолетов. – М.: Воениздат, 1980. – 384 с.
119. Румянцев С.В. Современный подход к автоматизированному проектированию двигателя в системе ЛА: сб. науч. тр. // Автоматизированное проектирование двигателей летательных аппаратов. – М.: МАИ, 1979. – С. 4-10.
120. Румянцев С.В., Сгилевский В.А. Системное проектирование авиационного двигателя. – М.: Изд-во МАИ, 1981. – 80 с.
121. Саркисян С.А., Минаев Э.С. Экономическая оценка летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1972. – 180 с.
122. Сгилевский В.А., Тунаков А.П. Машинное проектирование двигательных установок летательных аппаратов // Авиастроение. Т.4 (Итоги науки и техники). – М., 1977. – 161 с.

123. Силовые установки: авиационные, ракетные, промышленные (1944 – 2000). – М.: «АКС-Конвертсалт», 2000. – 276 с.
124. Скибин В.А., Солохин В.И., Сосунов В.А. В новый век – с новыми идеями и целями. – Кн. 1: Научный вклад в создание авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 2000. – С. 17-51.
125. Старик Д.Э., Парамонов Ф.И., Бугаков И.И. Экономика, организация и планирование авиационного производства. – М.: Машиностроение, 1976. – 376 с.
126. Стенькин Е.Д. Аналитические выражения термодинамических функций // Проектирование и доводка авиационных ГТД / Тр. КуАИ. – Куйбышев, 1976. – Вып. 78. – С. 90-106.
127. Стечкин Б.С. Избранные труды. Научные и биографические материалы / под ред. Ю.С. Осипова. – М.: Физматлит, 2005. – 488 с.
128. Танаев В.С., Поварич М.П. Синтез граф-схем алгоритмов выбора решений. – Минск: Наука-техника, 1974. – 112 с.
129. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко и В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.
130. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.И. Коварцев и др.; под ред. В.Г. Маслова. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1996. – 147 с.
131. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер и др.; под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
132. Теория реактивных двигателей. Ч2. Рабочий процесс и характеристики / под ред. Б.С. Стечкина. – М.: Оборонгиз, 1958. – 534 с.
133. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / под ред. В.А. Сосунова и В.М. Чепкина. – М.: Изд-во МАИ, 2003. – 688 с.
134. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. 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.
135. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок / В.М. Дорофеев, В.Г. Маслов, Н.В. Первышин и др. – М.: Машиностроение, 1973. – 144 с.
136. Тищенко М.Н., Некрасов А.Б., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. – М.: Машиностроение, 1976. – 368 с.

137. Тулупов Ю.И. О влиянии критерия Рейнольдса на работу агрегатов и ТВД в целом. – М., 1955. – 19 с. (Труды ЦИАМ №273).
138. Тунаков А.П. Классификация математических моделей ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1986. – №4. – С. 99-101.
139. Тунаков А.П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 184 с.
140. Тунаков А.П., Голан А.Б., Мац Э.В. Программный комплекс ГРАД для расчета газотурбинных двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1985. – № 1. – С. 83-85.
141. Флоров И.Ф. Методика оценки эффективности применения двигателей в авиации. – М., 1958. – 45 с. (Труды ЦИАМ №325).
142. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации. – М.: ЦИАМ, 1985. – 260 с. (Труды ЦИАМ №1099).
143. Флоров И.Ф., Югов О.К. Определение параметров самолета и двигателя, обеспечивающих максимальную теоретическую дальность при заданной скорости полета // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1968. – №3. – С. 16-22.
144. Холщевников К.В. Оптимизация термодинамических параметров турбореактивных двухконтурных двигателей ТРДД. – М., 1968. – 7 с. (Труды ЦИАМ №454).
145. Холщевников К.В. Согласование параметров компрессора и турбины авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1965. – 200 с.
146. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.
147. Центробежные компрессора для газотурбинных двигателей // Новое в зарубежном авиадвигателестроении. – М., 1972. – № 8. – С. 3-12.
148. Центробежный компрессор // Новое в зарубежном авиадвигателестроении. – М., 1974. – № 7. – С. 13-26.
149. Черкез А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методами малых отклонений. – М.: Машиностроение, 1975. – 380 с.
150. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.
151. Шерстюк А.И., Зарянкин А.Е. Радиально-осевые турбины малой мощности. – М.: Машиностроение, 1976. – 208 с.
152. Шкадов Л.М. Показатель относительного уровня технического совершенства воздушно-реактивных двигателей для дальних самолетов // Уч. записки ЦАГИ. – 1972.– Т. 3, № 5. – С. 47-53.
153. Шкадов Л.М. Показатель относительного уровня технического совершенства планера самолета // Уч. записки ЦАГИ. – 1972. – Т. 3, № 6. – С. 88-93.

154. Шляхтенко С.М., Ковнер Д.С., Гнесин Е.М. Некоторые пути повышения экономичности ГТД // Проблемы энергетики транспорта. – М., 1990. – С. 74-82. (Труды ЦИАМ №1272).
155. Шульгин В.А., Гайсинский С.Я. Двухконтурные двигатели малолетных самолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 168 с.
156. Энергия, рожденная для полета / общ. ред. В.А. Богуслаева. – Киев: Златограф, 2014. – 250 с.
157. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
158. Carlos S., Madhavan K., Gupta G., etc. Development and application of a flexibility-based method for multi-scale design // Collection of Technical Papers – 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. – 2006. – Vol. 3. – 1855-1870 pp.
159. Chen Jie, Huang Guoping. Redesign of an 11 cm-diameter Micro Diffuser // Chinese Journal of Aeronautics. – 2010. – № 3. – 298-305 pp.
160. Connors Jack. The engines of Pratt & Whitney: a technical history / Ned Allen, editor-in-chief. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. – 2010. – 561 p.
161. Elodie Roux. Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook. – Blagnac, France. – 2007. – 596 p.
162. Epstein A.H. Millimeter-scale, MEMS gas turbine engines. Proc. of ASME Turbo Expo 2003, collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference. V. 4. Turbo Expo, 2003. – 669-696 pp.
163. Gas Turbine Engines // Aviation Week & Space Technology, 2009 Source Book. – 119 p.
164. Interavia, 2000, III, № 640. – 32-34 pp.
165. Jimmerson G.T., Dall H.J. Application of Low Cost Turbo Jet Powered Interceptors for Cruise Missile Defense / Distribution Statement A Approved for Public Release. – 2001. 02 08 077. – 10 p.
166. Kalabuhov D.S., Grigoriev V.A., Zagrebelnyi A.O. etc. Updating the helicopter gas turbine engine mass model for the defining of the turboshaft engine optimal operating cycle parameters. Proceedings of the ASME Turbo Expo. – 2019. – Paper No. GT2019-90800. – 1-8 pp.
167. Leyes II R.A., Fleming W.A. The history of North American small gas turbine aircraft engines. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia. – 1999. – 998 p.
168. Lolis P. Development of a Preliminary Weight Estimation Method for Advanced Turbofan Engines: Ph.D. Thesis. Cranfield University. – 2014. – 189 p.



169. Pratt & Whitney Canada Corp. Longueuil. – 2008. – 48 p.
170. Roux E. Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook. Editions Elodie Roux. – 2007. – 596 p.
171. Roux E. Turbohaft, Turboprop and Propfan Engines: Database Handbook. Editions Elodie Roux. – 2011. – 643 p.
172. St. Peter, James. The history of aircraft gas turbine engine development in the United States: a tradition of excellence. International Gas Turbine Institute of the American Society of Mechanical Engineers. Atlanta, Georgia. – 1999. – 592 p.
173. Sullivan K.H, Milberry L. Power. The Pratt and Whitney Canada Story. Toronto, CANAV Books. – 1989. – 320 p.
174. The RB145. Archive №36. Volume 12 Issue 2. Rolls-Royce Heritage Thrust. – 1994. – 12 p.
175. Turbomeca 1938 – 1988. Cinquante annees de progress continus dans les turbo-machines. Bordes. Realisation Service Documentation Turbomeca. – 1989. – 116 p.
176. Visser W. Generic Analysis Methods for Gas Turbine Engine Performance/ The development of the gas turbine simulation program GSP // Doctoral dissertation. Technische Universiteit Delft. – 2014. – 289 p.
177. Wilkinson P.H. Aircraft Engines of the World 1966/1967. – 304 p.
178. [en.academic.ru/dic.nsf/enwiki/4571511](http://en.academic.ru/dic.nsf/enwiki/4571511).
179. <http://aerosila.ru/o-kompanii/istoriya>.
180. <http://studylib.net/doc/8246990/brochure---pratt-and-whitney#>.
181. <http://vpk.name/library/al-55.html>.
182. <http://www.answers.com/topic/pratt-whitney-canada-t15d#ixzz38KC6og8m>.
183. <http://www.ato.ru/content/dvigatel-36mt-polzuetsya-sprosom>.
184. [http://www.deagel.com/Propulsion-Systems/AE-3007\\_a001710001.aspx](http://www.deagel.com/Propulsion-Systems/AE-3007_a001710001.aspx).
185. <http://www.i-mash.ru/index.php?newsid=19407>.
186. [http://www.pbsvb.cz/NewWEBSITE/sub3\\_2\\_4.php](http://www.pbsvb.cz/NewWEBSITE/sub3_2_4.php).
187. [http://www.pw.utc.com/Content/Press\\_Kits/pdf/me\\_TJ150\\_p.Card.pdf](http://www.pw.utc.com/Content/Press_Kits/pdf/me_TJ150_p.Card.pdf).
188. [http://www.pw.utc.com/presskit/images/pw625\\_1\\_low.jpg](http://www.pw.utc.com/presskit/images/pw625_1_low.jpg).
189. <http://www.referenceforbusiness.com/history2/64/Allied-Signal-Engines.html#ixzz2ySEvw4C6>.
190. <http://www.turbomeca.com>.
191. [http://www.uk-odk.ru/rus/products/military\\_aviation/al55i/](http://www.uk-odk.ru/rus/products/military_aviation/al55i/).
192. <https://en.wikipedia.org>.
193. <https://militaryarms.ru/boepripasy/rakety/kompleks-kalibr-nk/>.
194. <https://navy-korabel.livejournal.com/86469.html>.
195. <https://ru.wikipedia.org>.

196. [https://ru.wikipedia.org/w/index.php?search=ми-26&title=Служебная%3АПоиск&go=Перейти&wprov=acrwl\\_1](https://ru.wikipedia.org/w/index.php?search=ми-26&title=Служебная%3АПоиск&go=Перейти&wprov=acrwl_1).
197. [https://ru.wikipedia.org/wiki/Беспилотный\\_летательный\\_аппарат](https://ru.wikipedia.org/wiki/Беспилотный_летательный_аппарат).
198. <https://voennaya.academic.ru/863/>.
199. <https://www.ainonline.com/aviation-news/2014-09-18/sierra-selects-gehonda-hf120-sapphire-citationjet-upgrade-program>.
200. <https://www.pbs.cz/ru/nash-biznes/aviatsii/aviatsionnyye-dvigateli/reaktivnyy-dvigatel-pbs-tj100>.
201. <https://www.pbs.cz/ru/nash-biznes/aviatsii/aviatsionnyye-dvigateli/reaktivnyy-dvigatel-pbs-tj40-g2>.
202. <https://www.pbs.cz/ru/nash-biznes/aviatsii/aviatsionnyye-dvigateli/reaktivnyy-dvigatel-pbs-tj80>.
203. Microturbo TRS-18 <https://minijets.org/fr/100-150/microturbo-trs18>.
204. Miniature Turbojet Development at Hamilton Sundstrand: The TJ-50, TJ-120 and TJ-30 Turbojets. <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2003-6568>.
205. Turbomeca Gabizo – Flight, 11 May 1956. [www.flightglobal.com](http://www.flightglobal.com) Retrieved: 7 April 2010.
206. Turbomeca Palas. <https://minijets.org/en/150-300/turbomeca-palas>.
207. Авиадвигатели Rolls – Royce engine.h10.ru.production/rr.shtml.
208. Ан-3 Двигатель. Размеры. Дальность полета. Практический потолок. <http://oruzhie.info/grazhdanskie-samolety/392-an-3>.
209. Беспилотный летательный аппарат MQ-9 Reaper. <https://avia.pro/blog/mq-9-reaper>.
210. Ростопчин В.В. Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов/ [http://www.uav.ru/articles/micro\\_trd.pdf](http://www.uav.ru/articles/micro_trd.pdf).
211. Микрогазотурбинные энергоустановки производства АО СКБ «Турбина». <https://www.skb-turbina.com/>.
212. Многоцелевой беспилотный летательный аппарат Checker. <http://www.airwar.ru/enc/bpla/checker.html>.
213. Перспективный легкий многоцелевой самолет. [https://ru.wikipedia.org/wiki/Перспективный\\_легкий\\_многоцелевой\\_самолет](https://ru.wikipedia.org/wiki/Перспективный_легкий_многоцелевой_самолет).
214. Самолет Adam A700 Adamjet. Фото. Салон. Характеристики. <https://avia.pro/blog/adam-a700-adamjet-foto-salon-harakteristiki>.
215. Самолет Dassault Falcon 20. Спецификация. Технические характеристики. Фото. <https://avia.pro/blog/dassault-falcon-20-specifikaciya-tehnicheskie-harakteristiki-foto>.
216. Самолет Embraer Phenom 100. Фото. Салон. Характеристики. <https://avia.pro/blog/embraer-phenom-100-foto-salon-harakteristiki>.

217. Смирнов В. Авиация общего назначения. <https://avia.pro/blog/aon-ili-aviaciya-obshchego-naznacheniya-v-rossii-i-za-rubezhom>.
218. Турбореактивные двигатели для БЛА // Взлет. – 2008. – № 4. [https://royallib.com/book/avtor\\_neizvesten/vzlyot\\_2008\\_04.html](https://royallib.com/book/avtor_neizvesten/vzlyot_2008_04.html).
219. ЦИАМ: Проекты двигателей малой мощности. <https://www.aviaport.ru/news/2015/05/08/338921.html>.

Учебное издание

*Григорьев Владимир Алексеевич,  
Кузьмичев Венедикт Степанович,  
Зрелов Владимир Андреевич,  
Данилин Александр Иванович,  
Загребельный Артем Олегович,  
Ланшин Александр Игоревич,  
Ткаченко Андрей Юрьевич,  
Филинов Евгений Павлович*

**МАЛОРАЗМЕРНЫЕ  
АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ**

*Учебное пособие*

*Под общей редакцией  
В.А. Григорьева и А.И. Ланшина*

Редактор Т.К. К р е т и н и н а  
Компьютерная верстка Л.Р. Д м и т р и е н к о

Подписано в печать 22.03.2021. Формат 60x84 1/16.  
Бумага офсетная. Печ. л. 27,25.  
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.