МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО
ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С. П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

А.Е. ТРЯНОВ

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ УЗЛОВ И СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Утверждено Редакционно-издательским Советом университета
в качестве учебного пособия

САМАРА
Издательство СГАУ
2011

УДК СГАУ: 621.431.75(075)
ББК СГАУ: 39.55
Т 67

Рецензенты: генеральный конструктор
ОАО «СНТК им. Н.Д.Кузнецова » Д. Г. Ф е д о р ч е н к о,
д-р техн. наук, проф. В. П. Д а н и л ь ч е н к о

Трянов А.Е.

Т 67 **ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ УЗЛОВ И СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК:** учеб. пособие / *А.Е. Трянов.*- Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 202 с.

ISBN 978-5-7883-0804-3

Учебное пособие представляет собой конспект лекций по конструкции авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и конвертированных газотурбинных приводов энергетических установок. Его автор, доцент кафедры «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» (КиПДЛА), знакомит с данными материалами студентов Института энергетики и транспорта (ИЭТ СГАУ), обучающихся по специальности 160301 «Авиационные двигатели и энергетические установки».

В данном пособии рассмотрены схемно-конструктивные особенности наиболее распространённых типов авиационных ГТД, приведены основные технические требования к ним, рассмотрены вопросы конструирования их основных узлов и систем, показаны различные варианты реализованных конструкций основных элементов этих узлов. Особое внимание уделено вопросам охлаждения наиболее нагретых элементов турбин и тепловой защиты их масляных полостей, так как данные вопросы для вновь создаваемых двигателей являются одними из первостепенно важных.

Применительно к конвертированным (авиапроизводным) ГТД, используемым в качестве наземных приводов нагнетателей газоперекачивающих агрегатов или электрогенераторов, в пособии содержится информация не только об их конструктивных отличиях от базовых авиационных прототипов, но также приведены сведения о вспомогательных станционных системах и устройствах, предназначенных для обеспечения возможности непрерывной длительной работы таких двигателей в условиях эксплуатации.

УДК СГАУ: 621.431.75(075)
ББК СГАУ: 39.55

ISBN 978-5-7883-0804-3

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ..... 8

ВВЕДЕНИЕ..... 10

Глава I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ..... 11

1.1. ТИПЫ ПРИМЕНЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД 11

1.2. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ..... 19

1.3. ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ДВИГАТЕЛЮ..... 20
1.3.1. Требования к тяге двигателя..... 20
1.3.2. Требования к массе двигателя..... 20
1.3.3. Требование к габаритным размерам двигателя..... 21
1.3.4. Требование к удельному расходу топлива..... 21
1.3.5. Требования к удельной массе двигателя..... 21
1.3.6. Требование к производственной технологичности двигателя..... 22
1.3.7. Требование к надёжности ГТД..... 22
1.3.8. Требования к эксплуатационной технологичности..... 23
1.3.9. Требования живучести..... 23
1.3.10. Экологические требования 23
1.3.11. О безопасности эксплуатации двигателя на летательном аппарате... 24

1.4. СТАДИИ СОЗДАНИЯ ГТД..... 25

1.5. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ГТД..... 27
1.5.1. Силовые схемы роторов..... 27
1.5.2. Силовые схемы статоров..... 27
1.5.3. Крепление двигателя на самолёте..... 28

Глава II. ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ УЗЛЫ ГТД..... 30

2.1. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ..... 30
2.1.1. Назначение входных устройств 30
2.1.2. Дозвуковые входные устройства..... 31
2.1.3 Сверхзвуковые входные устройства..... 32
2.1.4 Элементы защиты входных устройств..... 32

2.2. КОМПРЕССОРЫ..... 34
2.2.1. Назначение и основные требования к компрессорам..... 34
2.2.2. Типы компрессоров, применяемых в ГТД..... 34
2.2.3. Основные параметры осевых компрессоров..... 34
2.2.4. Классификация осевых компрессоров..... 36
2.2.5. Конструктивные схемы осевых компрессоров..... 36
2.2.6. Некоторые особенности компрессоров ТРДД с большой степенью двухконтурности..... 37
2.2.7. Конструкция роторов осевого компрессора..... 38
2.2.7.1. Роторы барабанного типа..... 38

2.2.7.2. Роторы дискового типа..... 39
2.2.7.3. Роторы смешанного или барабанно- дискового типа..... 39
2.2.8. Рабочие лопатки компрессора..... 41
2.2.8.1. Основные требования, предъявляемые к рабочим лопаткам.. 42
2.2.8.2. Соединение лопаток с дисками..... 42
2.2.8.3. О конструкциях роторов, изготавливаемых по технологии Blisk и Bling..... 46
2.2.9. Корпусы осевых компрессоров..... 47
2.2.9.1. Передний корпус..... 47
2.2.9.2. Разделительные корпусы между каскадами компрессора..... 47
2.2.9.3. Наружные корпусы отдельных каскадов компрессора..... 50
2.2.9.4. Обеспечение непробиваемости корпуса..... 53
2.2.10. Направляющие и спрямляющие аппараты..... 53
2.2.11. Зазоры в проточной части компрессора..... 56
2.2.11.1. Радиальные зазоры..... 56
2.2.11.2. Осевые зазоры..... 57
2.2.12. Элементы регулирования компрессора..... 57
2.2.12.1. Клапаны перепуска воздуха..... 58
2.2.12.2. Регулируемые направляющие аппараты 59
2.2.13. Воздушные уплотнения..... 60
2.2.14. О разгрузке осевых сил, действующих на ротор компрессора..... 62
2.2.15. Отборы воздуха от компрессора..... 63
2.2.16. Основные технические требования, содержащиеся в чертежах дисков и лопаток компрессора 64
2.2.17. Материалы, используемые в конструкции компрессора..... 65

2.3. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ 67
2.3.1. Общие сведения..... 67
2.3.2. Требования, предъявляемые к камерам сгорания..... 68
2.3.3. Конструктивная схема камеры сгорания..... 70
2.3.3.1. Жаровая труба..... 70
2.3.3.2. Топливные форсунки..... 73
2.3.3.3. Система розжига камеры сгорания..... 74
2.3.3.4. Корпусы камеры сгорания..... 75
2.3.3.5. Входные диффузоры камеры сгорания..... 75
2.3.3.6. Определение основных размеров камеры сгорания..... 77
2.3.4. О дефектах, связанных с работой камеры сгорания..... 77
2.3.5. Материалы, используемые в элементах камеры сгорания..... 77
2.3.6. Двухзонные камеры сгорания..... 78
2.3.7. О ресурсе камеры сгорания..... 80

2.4. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ..... 81
2.4.1. Общие сведения..... 81
2.4.2. Основные требования, предъявляемые к турбине..... 81
2.4.3. Классификация турбин..... 81
2.4.4. Некоторые виды конструктивно-силовых схем турбин..... 82
2.4.5. Основные показатели, характеризующие степень совершенства турбины..... 84
2.4.6. Роторы турбин..... 85
2.4.6.1. Рабочие лопатки..... 85
2.4.6.2. Диски..... 86
2.4.6.3. Соединение лопаток с дисками..... 86

2.4.6.4. Осевая фиксация лопаток..... 87
2.4.6.5. Соединения дисков и валов..... 87
2.4.7. Статоры турбин..... 88
2.4.7.1 Корпус турбины..... 88
2.4.7.2. Сопловые аппараты..... 89
2.4.8. Зазоры между ротором турбины и статором..... 90
2.4.8.1. Радиальные зазоры..... 90
2.4.8.2. Осевые зазоры..... 91
2.4.9. Охлаждение элементов турбины..... 91
2.4.9.1. Основные требования к системе охлаждения..... 92
2.4.9.2 Охлаждение лопаток турбины..... 92
2.4.9.3. Охлаждение дисков..... 97
2.4.9.4. Охлаждение корпуса турбины..... 98
2.4.9.5. Способы уменьшения потребного расхода охлаждающего воздуха..... 98
2.4.9.6. Теплозащитные покрытия..... 101
2.4.9.7. Тепловая защита масляной полости турбины..... 101
2.4.9.8. Схема отборов воздуха для охлаждения элементов турбины.. 109
2.4.10. Дефекты, проявляемые в работе турбин авиационных ГТД..... 109
2.4.11. Материалы, используемые в конструкции турбин авиационных ГТД..... 110
2.4.12. Технические требования в основных чертежах турбины..... 110
2.4.13. Соединение валов компрессора и турбины..... 112

2.5. ОХЛАЖДЕНИЕ И СМАЗКА УЗЛОВ ТРЕНИЯ ОПОР..... 114
2.5.1. Подшипники ротора двигателя..... 114
2.5.2. Контактные уплотнения масляных полостей опор ротора..... 116

2. 6. РЕДУКТОРЫ..... 119
2.6.1. Назначение редукторов 119
2.6.2. Основные требования к редуктору..... 119
2.6.3. Классификация редукторов..... 120
2.6.4. Кинематические схемы редукторов..... 121
2.6.4.1. Простые редукторы..... 121
2.6.4.2. Планетарные редукторы..... 122
2.6.4.3. Дифференциальные редукторы..... 123
2.6.5. Обеспечение согласованной работы элементов редуктора..... 124

2. 7. ФОРСАЖНАЯ КАМЕРА..... 125
2.7.1. Назначение составных элементов форсажной камеры и принцип её работы..... 125
2.7.2. О вибрационном горении в форсажной камере..... 128
2.7.3. Основные требования к форсажной камере..... 129

2. 8. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ГТД..... 131
2.8.1. Выходные устройства дозвуковых ТРДД..... 131
2.8.2. Регулируемые реактивные сопла..... 131
2.8.2.1. Двухрядные створчатые сопла..... 132
2.8.2.2. Сопло эжекторного типа..... 132

2.9. РЕВЕРСИВНЫЕ УСТРОЙСТВА..... 134
2.9.1. Назначение реверсивных устройств..... 134

2.9.2. Классификация реверсивных устройств..... 134
2.9.2.1. Реверсирование тяги у ТРДД со смешением потоков..... 134
2.9.2.2. Реверсирование тяги у ТРДД с большой степенью двухконтурности..... 135
2.9.3. Основные требования, предъявляемые к реверсивным устройствам ГТД..... 137
2.9.4. Некоторые особенности использования реверсивных устройств..... 137

2.10. ШУМОГЛУШЕНИЕ В АВИАЦИОННЫХ ГТД..... 139
2.10.1. Единицы измерения уровня шума..... 139
2.10.2. Источники шума в ТРДД..... 140
2.10.3. Конструктивные методы снижения шума..... 140
2.10.3.1. Уменьшение шума от реактивной струи..... 140
2.10.3.2. Снижение шума от вентилятора..... 141

Глава III. СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ..... 143

3.1. СИСТЕМА ЗАПУСКА..... 143
3.1.1. Наиболее распространенные типы пусковых устройств..... 143
3.1.2. О системе запуска двигателя НК-86..... 143

3.2. СИСТЕМА ПРОТИВООБЛЕДЕНЕНИЯ..... 145

3.3. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ..... 147

3.4. СИСТЕМА КОНТРОЛЯ..... 150

3.5. СИСТЕМА ЗАЩИТ ДВИГАТЕЛЯ..... 151

3.6. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА..... 152
3.6.1. Назначение масляной системы авиационного ГТД..... 152
3.6.2. Состав агрегатов масляных систем..... 152
3.6.3. Принципиальные схемы масляных систем..... 153
3.6.3.1. Классическая схема масляной системы..... 153
3.6.3.2. Циркуляционная схема масляной системы с "горячим" маслобаком..... 154
3.6.3.3. Короткозамкнутая схема масляной системы..... 155
3.6.4. Используемые формы изображения схем масляных систем..... 156

3.7. СИСТЕМА СУФЛИРОВАНИЯ МАСЛЯНЫХ ПОЛОСТЕЙ ГТД..... 159
3.7.1. Основные требования, предъявляемые к системе суфлирования..... 159
3.7.2. Конструкции суфлёров, применяемых в двигателях..... 160
3.7.3. Разновидности геометрических форм рабочих колёс суфлёров..... 162
3.7.4. Принципиальные схемы систем суфлирования, реализованные в отечественных и зарубежных ГТД..... 163
3.7.4.1. Объединённая система суфлирования масляных полостей двигателя..... 163
3.7.4.2. Раздельное суфлирование масляных полостей опор роторов... 163
3.7.4.3. Комбинированная схема суфлирования масляных полостей двигателя..... 164

Глава IV . ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЕ КОНВЕРТИРОВАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД..... 166

4.1. Использование ГТД в качестве приводов нагнетателей газоперекачивающих агрегатов..... 166
4.1.1. Требования, предъявляемые к приводу..... 167
4.1.1.1. Общие требования к показателям привода..... 167
4.1.1.2. Требования к основным узлам и системам газотурбинной установки..... 168
4.1.1.3. Требования к системам подготовки воздуха, топливного газа, масла..... 170
4.1.2. Основные принципы конвертирования авиационных ГТД..... 171
4.1.3. Принципиальная схема использования привода в составе ГПА..... 172
4.1.4. Конструктивные особенности конвертированных приводов..... 174
4.1.4.1. Привод с одновальным газогенератором..... 175
4.1.4.2. Приводы с двухвальными газогенераторами..... 175
4.1.4.3. Привод с трёхвальным газогенератором..... 180
4.1.5. Об основных технических данных газотурбинных приводов ГПА... 184
4.1.6. О некоторых особенностях эксплуатации газотурбинных приводов ГПА..... 186

4.2. Использование авиапроизводных ГТД в качестве приводов электрогенераторов..... 188
4.2.1. Конструктивные особенности двигателя НК-37..... 188
4.2.1.1. О необходимости использования гидроаккумулятора..... 190
4.2.2. Некоторые особенности создания ЭГТУ..... 191
4.2.3. Система маслообеспечения двигателя..... 192
4.2.3.1. Назначение системы маслообеспечения двигателя..... 192
4.2.3.2. Состав агрегатов системы маслообеспечения..... 194
4.2.4. О системе контроля параметров привода..... 198
4.2.4.1. О контроле состояния масла в масляной системе привода... 199

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ..... 201

ПРЕДИСЛОВИЕ

Как показала многолетняя практика, при обучении студентов в СГАУ одной из наиболее престижных является специальность 160301. Таким выпускникам вручают диплом с формулировкой – «инженер по авиационным двигателям и энергетическим установкам». Таких инженеров выпускают кафедры КиПДЛА (факультет №2) и общеинженерной подготовки ИЭТ СГАУ (факультет № 10).

В настоящее время назрела необходимость, чтобы в процессе обучения студентам этой специальности была предоставлена в возможно более полном объёме информация, относящаяся не только к конструкции авиационных двигателей, но также и обобщённая информация об основных особенностях конструкции конвертированных ГТД, используемых в качестве наземных приводов энергетических установок.

Для указанной специальности дисциплина «Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок» является одной из ключевых. Её изучение необходимо не только для профессионального формирования инженеров-конструкторов, но также весьма полезно и для будущих технологов, так как для авиационного двигателестроения характерны прогрессивные технологические процессы (вследствие ряда специфических особенностей авиационных ГТД по сравнению с более простыми по конструкции изделиями общего машиностроения).

В программе изучения вопросов проектирования и разработки конструкций авиационных двигателей и энергетических установок кроме запланированных лекций предусмотрено требование о соизмеримой с ними по объёму самостоятельной работе студентов с рекомендуемыми источниками технической и учебной литературы. Однако при этом необходимо констатировать, что основные учебники по конструкции авиационных ГТД базировались на опыте создания и эксплуатации первых трёх поколений таких двигателей. Эти учебники были изданы более 20 лет тому назад, поэтому в них не освещён ряд вопросов, оказавшихся проблемными в процессе дальнейшего развития авиационного двигателестроения, особенно в последние годы. В частности, у двигателей нового поколения вследствие увеличения степеней сжатия воздуха в компрессоре и повышения уровня температуры газов перед турбиной возросла теплонапряженность их основных узлов и к тому же были ужесточены экологические требования к авиационным ГТД. Очевидно, что для преодоления таких более сложных условий эксплуатации и комплексов требований, предъявляемых к авиационным ГТД, разработчики двигателей вынуждены вносить в их конструкцию новые эффективные мероприятия, необходимости в которых у прототипов прежних поколений не возникало. И эти обстоятельства нашли отражение в данном учебном пособии.

Кроме того, следует отметить, что в существующей литературе недостаточно полно освещены материалы, относящиеся к конструкции конвертированных авиационных ГТД и особенностям их эксплуатации, хотя в последние годы такие двигатели находят всё более широкое применение в качестве наземных энергоприводов.

Как известно, в нашей стране первый авиапроизводный ГТД (НК-12СТ), используемый в газоперекачивающих агрегатах, был создан под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова на базе двигателя НК-12 около 40 лет тому назад. Затем по заказу «Мингазпрома» в 1980 г. был создан привод НК-16СТ (на базе двигателя НК-8-2У). В дальнейшем в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» на базе трёхвальных ГТД последнего поколения для привода газоперекачивающих агрегатов были разработаны более эффективные двигатели НК-36 СТ и НК-38 СТ.

Затем по заказу ОАО «Самараэнерго» был создан двигатель НК-37 для привода электрогенератора мощностью 25 МВт (который уже более 10 лет успешно используют в составе газотурбинной энергетической установки на безымянской ТЭЦ г. Самары, а две аналогичных энергоустановки уже несколько лет эксплуатируют на казанской ТЭЦ).

Следует также упомянуть и о том, что по заказу РАО «РЖД» в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» разработана опытная конструкция двигателя НК-361, являющегося силовой установкой газотурбовоза, который в настоящее время проходит эксплуатационные испытания по программе, согласованной с Центральным научно-исследовательским институтом железнодорожного транспорта.

В данном учебном пособии использован системный подход к изучению основных особенностей авиационных двигателей и энергетических установок. Оно состоит из четырёх глав, каждая из которых имеет определённую направленность.

В первой главе содержатся общие сведения, относящиеся ко всем типам авиационных ГТД. Рассмотрены принципы создания у них реактивной тяги (или мощности). Приведены принципиальные схемы основных типов таких двигателей. Показана эволюция их развития. Изложены основные требования, предъявляемые к авиационным двигателям. Также рассмотрен ряд общих вопросов, относящихся к разработке конструкций двигателей для летательных аппаратов. Описаны этапы создания новых образцов авиационных ГТД.

Во второй главе рассмотрены особенности основных узлов и конструктивных элементов двигателей, преимущественно ТРДД, являющихся в настоящее время наиболее распространённым типом ГТД. Показаны различные конструкции компрессоров осевого типа (одновальных и многовальных), разновидности их роторов и статоров, рассмотрены вопросы обеспечения газодинамической устойчивости компрессора за счёт его механизации; приведены методы разгрузки осевых сил, действующих на ротор, показаны особенности конструкции корпусов компрессора. В разделе, относящемся к камерам сгорания, приведена информация о конструктивных особенностях таких узлов у ранее созданных ГТД и показана эволюция их совершенствования. Отмечено, что в новых разработках двигателей конструкторы ориентируются на использование кольцевых камер сгорания двухзонного типа, обеспечивающих минимальное содержание токсичных веществ в выхлопных газах. При проведении анализа конструктивных особенностей газовых турбин, являющихся наиболее сложными и теплонапряженными узлами ГТД, особое внимание уделено вопросам эффективного охлаждения их наиболее нагретых элементов и тепловой защите масляных полостей опор.

В третьей главе приведены сведения о назначении и составе основных систем ГТД. Среди них наиболее подробно освещена роль масляной системы двигателя. Это обусловлено следующим. Тенденция непрерывного повышения теплонапряженности вновь создаваемых двигателей привела к тому, что в настоящее время актуальной стала проблема обеспечения «щадящего» режима эксплуатации масел, предотвращающего возможность их термического разложения и коксования. (По относительной величине досрочных съёмов из эксплуатации газотурбинных двигателей подшипниковые узлы как объекты смазки находятся на третьем месте, уступая первенство только турбинам и камерам сгорания).

Четвёртая глава пособия посвящена конструктивным особенностям конвертированных ГТД, используемых в качестве приводов в наземных установках.

В целом материалы, содержащиеся в данном учебном пособии, в значительной мере базируются на опыте конструирования, серийного производства и эксплуатации двигателей марки «НК», созданных под руководством Генерального конструктора Николая Дмитриевича Кузнецова, как авиационных, так и конвертированных, используемых в качестве наземных приводов.

Учитывая сравнительно большой объём данного учебного пособия и многообразие вопросов, освещаемых в нём, автор счёл целесообразным ввести в текст условные обозначения и используемые сокращения (аббревиатуры) по мере изложения соответствующих материалов.

ВВЕДЕНИЕ

За семидесятилетний период развития газотурбинных авиационных двигателей в опытно-конструкторских бюро и отраслевых институтах накоплен большой опыт создания и эксплуатации этих сложных изделий, относящихся к разряду наиболее высокотехнологичных. К тому же этот опыт стал ещё более ёмким благодаря тому, что в последние десятилетия конвертированные авиационные ГТД всё более широко используются в промышленности в качестве приводов наземных энергетических установок, газоперекачивающих агрегатов и др. А условия эксплуатации таких приводов оказались значительно более жесткими по сравнению с работой авиационных двигателей как по непрерывной продолжительности теплонапряженных режимов, так и по величине требуемых ресурсов (достигающих 100000 часов).

Очевидно, что систематизация материалов, относящихся к проектированию таких ГТД, к разработке конструкций их узлов и систем, отличающихся как надёжностью, так и высокими эксплуатационными показателями, является весьма актуальной задачей. Эти материалы в качестве информационного потенциала необходимо использовать при обучении студентов основам конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Причём изучение этих материалов полезно не только для будущих инженеров-конструкторов, но в равной степени они важны и для тех студентов, которые изберут для своей профессии технологические специальности. Не вызывает сомнения, что формирование современных инженеров-технологов должно осуществляться на основе их ознакомления с основными особенностями конструкций узлов и деталей авиационных двигателей. Ведь разработчики ГТД нового поколения для обеспечения высоких качественных показателей создаваемого двигателя должны находиться на острие научно-технических достижений. А для обеспечения конкурентоспособности двигателя при изготовлении его узлов и деталей должно быть предусмотрено использование прогрессивных технологических приёмов и соответствующего высокоточного оборудования.

Поэтому данное учебное пособие предназначено для формирования базовых технических знаний у будущих специалистов по авиационным двигателям и энергетическим установкам на основе изучения современных достижений в области конструирования и изготовления этих сложных и высокотехнологичных изделий.

Глава I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Как известно, в послевоенные годы в авиации на смену поршневым двигателям пришли воздушно-реактивные двигатели (ВРД). Среди них наибольшее распространение получили газотурбинные двигатели (ГТД).

1.1. ТИПЫ ПРИМЕНЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

1.1.1. Первый ГТД, созданный перед началом Второй мировой войны англичанином Франком Уиттлом, имел простейшую конструкцию. На рис. 1.1.1 показана принципиальная схема этого двигателя.

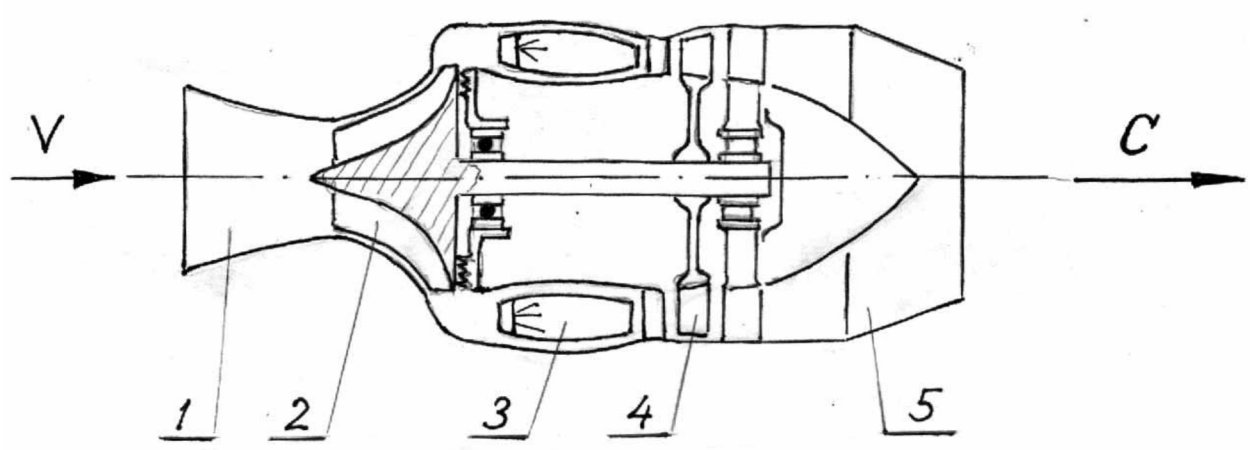


Рис.1.1.1. Схема одновального ГТД с центробежным компрессором: 1 – воздухозаборник; 2 – центробежный компрессор; 3 – камера сгорания; 4 – турбина; 5 – реактивное сопло. Обозначения: *V* – скорость входа воздуха в двигатель (равная скорости полета самолета), *C* – скорость истечения газов из сопла

Такой тип двигателя получил название турбореактивного (ТРД). Спустя два года в Германии (на фирмах BMW и Jumo) практически одновременно были разработаны конструкции ТРД, у которых вместо центробежного был использован многоступенчатый компрессор осевого типа. Схема такого двигателя показана на рис. 1.1.2.

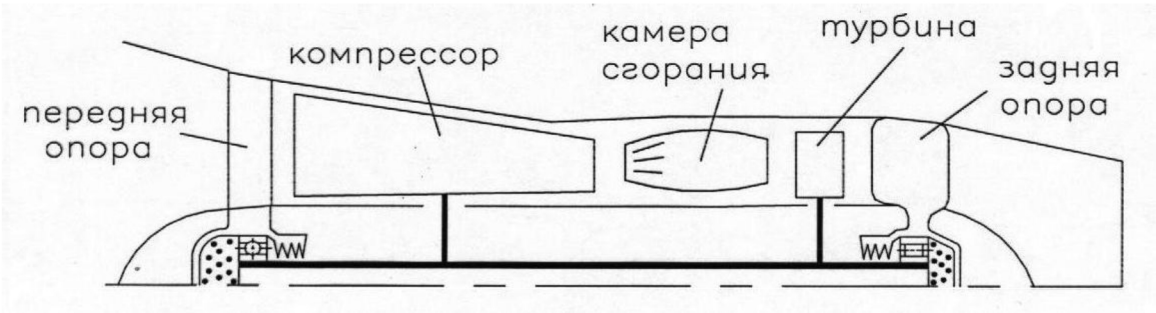


Рис. 1.1.2. Схема ТРД с компрессором осевого типа

Термодинамический цикл у рассматриваемых двигателей включает следующие процессы (в нижеприведенном порядке):

– сжатие воздуха в компрессоре (и во входном устройстве);

– подвод к сжатому воздуху в камере сгорания тепла, выделяемого за счёт сжигания топлива;

– расширение газа в турбине с целью получения мощности, необходимой для вращения ротора компрессора и привода агрегатов, установленных на двигателе:

$$N_{\text{т}} \cdot \eta_{\text{мех}} = N_{\text{компр}} + \Delta N_{\text{агр}};$$

– разгон газа в сопле (за счёт преобразования оставшейся после турбины тепловой и потенциальной энергии потока в кинетическую) для получения реактивной тяги.

Тяга у таких двигателей ($R_{\text{ТРД}}$) пропорциональна расходу воздуха через их газовоздушный тракт и приращению скорости $\Delta V = C - V$:

$$R_{\text{ТРД}} \approx G_{\text{В}} \cdot \Delta V. \qquad (1.1.1)$$

Данная зависимость вытекает из второго закона Ньютона при использовании его для определения силы F, которая придала ускорение потоку воздуха с массой «m», прошедшей через двигатель:

$$F = m \cdot a = m \cdot \Delta V / \Delta\tau = (m / \Delta\tau) \cdot \Delta V = G_{\text{В}} \cdot \Delta V. \qquad (1.1.2)$$

В данном уравнении $\Delta\tau$ означает время пребывания в двигателе массы воздуха m. Следовательно, отношение $m / \Delta\tau$ представляет собой секундный расход воздуха, проходящего через двигатель ($G_{\text{В}}$).

Так как в соответствии с третьим законом Ньютона сила F, приложенная к струе газа, даст реакцию в виде равной по величине силы, приложенной к двигателю $R_{\text{ТРД}}$, то отсюда вытекает уравнение (1.1.1). Знак примерного равенства в этом уравнении введен потому, что здесь не учтены гидравлические потери в газовоздушном тракте и частичные потери импульса на выходе струи из двигателя.

Закономерность (1.1.1) справедлива для всех разновидностей ГТД, работающих на принципе создания реактивной тяги. И в современном двигателестроении при выборе типа ГТД конструкторы производят компромиссный поиск рационального соотношения между входящими в приведенную формулу тяги сомножителями. Ведь очевидно, что при большой скорости истечения газа возрастают потери кинетической энергии струи и это влечёт за собой снижение КПД двигателя. И, кроме того, следует учесть, что в указанную формулу не входит температура газа. То есть для получения тяги не имеет значения – горячий или холодный газ выходит из сопла, а вот с точки зрения термодинамического цикла двигателя истечение горячего газа из сопла означает бесполезную потерю существенной части тепла, что оказывает влияние на экономичность ГТД.

У первых ТРД степень сжатия в компрессоре ($\pi_{\text{к}}$) имела величину около 4, а температура газа перед турбиной была на уровне $T_{\text{г}}^{*} = 1060$ К. Дальнейшее развитие ГТД шло по пути совершенствования конструктивных схем двигателей и интенсификации указанных параметров. В настоящее время у некоторых двигателей $\pi_{\text{к}}$ уже достигла 35, а $T_{\text{г}}^{*} = 1600$–1700 К. А в перспективе будет происходить дальнейшее повышение уровня этих параметров.

1.1.2 Стремление к увеличению $\pi_{\text{к}}$ и к снижению массы ТРД привело к тому, что вместо центробежных компрессоров конструкторы стали отдавать предпочтение компрессорам осевого типа. При этом разработчики ГТД пошли по пути увеличения окружной скорости ротора и вполне логичным было появление двухвальных схем двигателей (рис. 1.1.3). У таких компрессоров угловая скорость второго каскада (ротора ВД) выше на 30…40%, чем у ротора НД. Поэтому длина двухкаскадного компрессора при равной степени повышения давления получается меньшей, чем у однокаскадного, так как степень сжатия воздуха в каждой ступени компрессора пропорциональна квадрату окружной скорости вращения её рабочих лопаток на среднем диаметре.

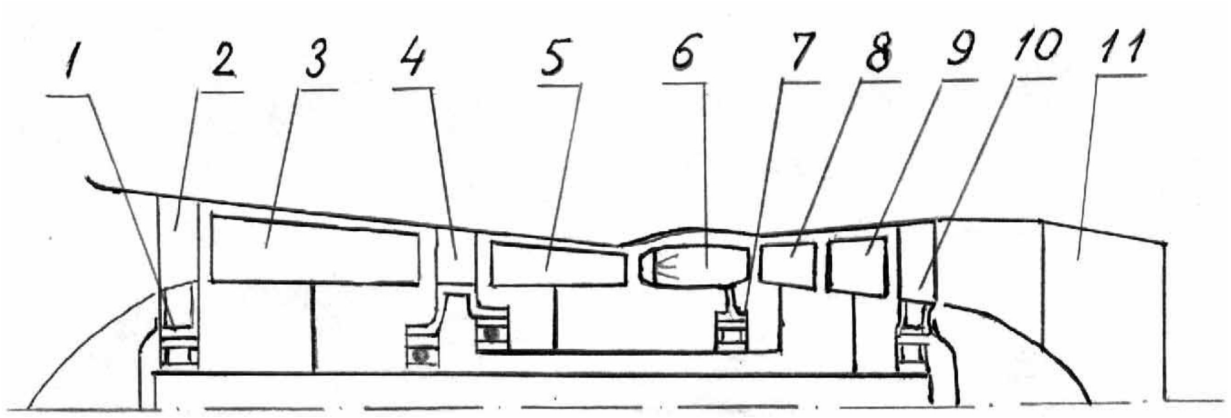


Рис. 1.1.3. Схема ТРД с двухкаскадным осевым компрессором:
1 – передняя опора; 2 – входной направляющий аппарат (ВНА); 3 – КНД; 4 – средняя опора; 5 – КВД; 6 – камера сгорания; 7 – опора ТВД; 8 – ТВД; 9 – ТНД; 10 – опора ТНД; 11 – сопло

1.1.3. Появление двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) произошло как развитие двухвальной схемы ТРД. У первых двигателей такого типа (рис. 1.1.4) корпус передней опоры был совмещен с входным направляющим аппаратом. Во внутреннем контуре двигателя за вентилятором устанавливали подпорные ступени.

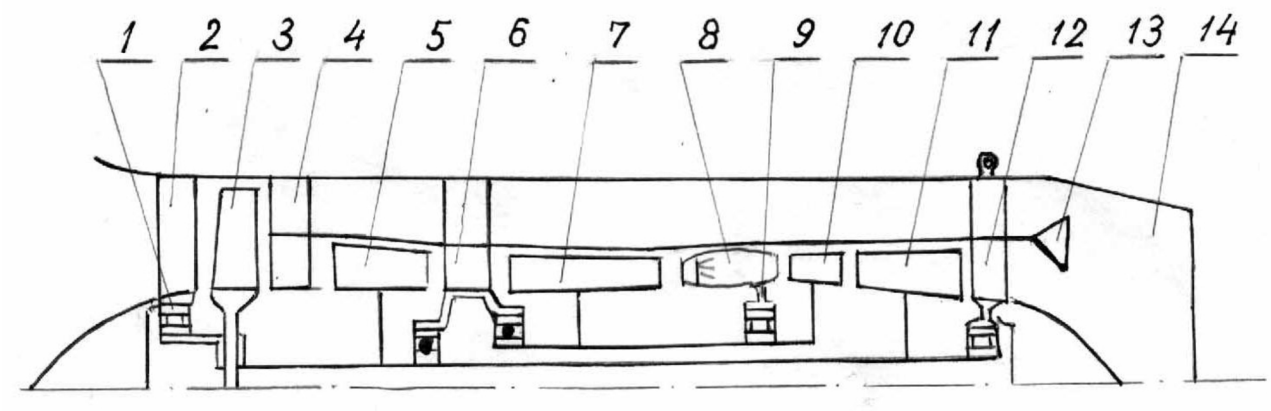


Рис. 1.1.4. Схема двухвального ТРДД со смешением потоков: 1 – передняя опора; 2 – ВНА; 3 – вентилятор; 4 – спрямляющий аппарат; 5 – подпорные ступени; 6 – средняя опора; 7 – КВД; 8 – камера сгорания; 9 – опора ТВД;10 – ТВД; 11 – ТНД; 12 – опора ТНД; 13 – смеситель; 14 – сопло

Отношение величин расходов воздуха в наружном (G_{II}) и внутреннем (G_{I}) контурах называют степенью двухконтурности ТРДД. Она получила обозначение

$$m = G_{II} / G_{I}.$$

Как правило, при $m < 3$ конструкция таких двигателей имеет общее выходное устройство. Этот тип ГТД получил название «ТРДД со смешением потоков».

Вентиляторная ступень обычно имеет сравнительно небольшую степень сжатия ($\pi_{в}$=1,25…1,7). Но бывают вентиляторы двух-, трёх- и даже четырёхступенчатые со степенью сжатия воздуха 2,5…4. В наружном контуре ТРДД движется холодный воздух. В выходном сечении после смешения потоков средняя скорость имеет значительно меньшую величину, чем у ТРД. Поэтому потери кинетической и тепловой энергии струи вследствие этого у ТРДД снижаются и КПД таких двигателей имеет более высокий уровень. Приближенная формула для определения тяги для ТРДД со смешением потоков имеет такой же вид, как и для ТРД (1.1.1).

Конструктивное оформление приведенных схем двигателей показано в [1-3].

Уже с начала 60-х годов XX века в авиации стали отдавать предпочтение двухконтурным двигателям, так как у них существенно более низкий удельный расход топлива по сравнению с ТРД. В настоящее время ТРДД является наиболее распространенным типом авиационного двигателя. Что касается ТРД, то его новых конструкций в последние годы уже не разрабатывают.

С целью дальнейшего повышения экономичности ТРДД уже в 70-е годы было создано несколько двигателей с большой степенью двухконтурности (4…8), в том числе и трехвальных. У таких двигателей в каждом из контуров имеется свое сопло, т.е. выходные устройства для воздуха и для газа – раздельные. Основная тяга у них создается в наружном контуре, а внутренний контур в такой схеме по существу выполняет функцию газогенератора. Количество создаваемых двигателей такого типа постоянно возрастает.

Типичная конструктивная схема ТРДД с большой степенью двухконтурности показана на рис. 1.1.5.

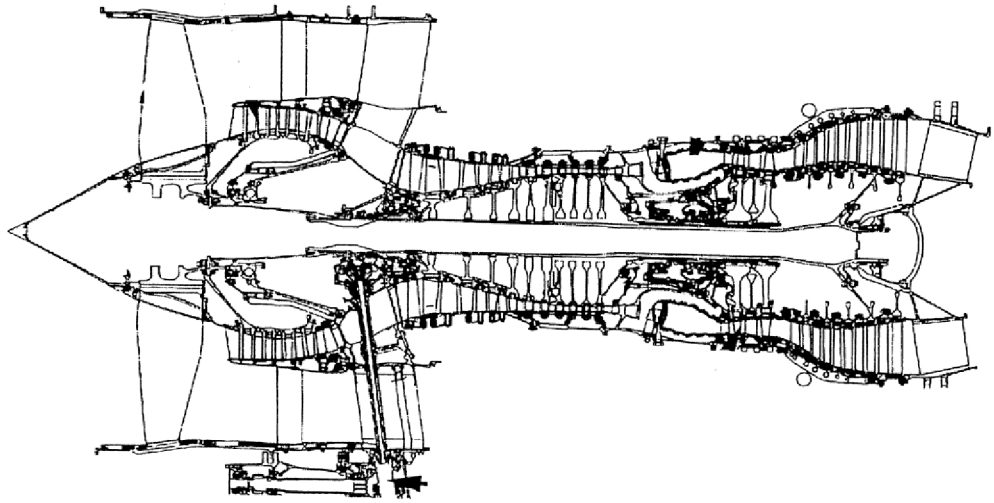


Рис. 1.1.5. ТРДД с большой степенью двухконтурности

В конструкции таких двигателей, созданных в последнее время, ВНА отсутствует. Поскольку выхлоп из контуров у них раздельный, то тяга ТРДД без смешения потоков зависит от соотношения расходов G_{I} и G_{II}, а также от приращения скорости потоков в каждом из контуров двигателя **:**

$$R_{\text{ТРДД}} \approx G_{\text{I}} \cdot \Delta V_{\text{I}} + G_{\text{II}} \cdot \Delta V_{\text{II}}\,, \qquad (1.1.3)$$

где ΔV_{I} – приращение скорости потока во внутреннем контуре ТРДД,

ΔV_{II} – приращение скорости воздуха в наружном контуре двигателя.

ТРД и ТРДД относят к классу ГТД прямой реакции, так как у них тяга создается за счет истечения струи газа из сопла.

1.1.4 Второй класс ГТД образуют турбовинтовые двигатели (ТВД). Известен целый ряд кинематических схем такого двигателя. Например, у первого отечественного ТВД НК-12 привод винта и компрессора осуществлён от общей пятиступенчатой турбины (рис. 1.1.6). А есть схемы ТВД, отличающиеся тем, что винты у них приводит во вращение отдельная турбина, именуемая свободной или силовой (рис. 1.1.7).

Основу ТВД составляет газогенератор (ГГ), конструкция которого практически не отличается от ТРД. Но основная часть мощности двигателя через редуктор поступает на винт. Оптимальные обороты винта находятся в пределах 700…1500 об/мин. Поскольку обороты турбины, приводящей его во вращение, имеют в несколько раз более высокий уровень, то в состав ТВД неизбежно должен входить редуктор, предназначенный для понижения оборотов ротора при передаче крутящего момента от турбины к винту.

У ТВД винт создаёт 90…95 % тяги. Их относят к классу двигателей непрямой реакции. Имея большой размах лопастей (диаметром от 1 до 3м), тихоходный винт отбрасывает с малым приращением скорости большую массу воздуха. Поэтому турбовинтовые двигатели являются наиболее экономичными по сравнению с другими типами ВРД.

У такого ТВД винт по существу является «движителем», так как он создаёт основную составляющую долю тяги двигателя.

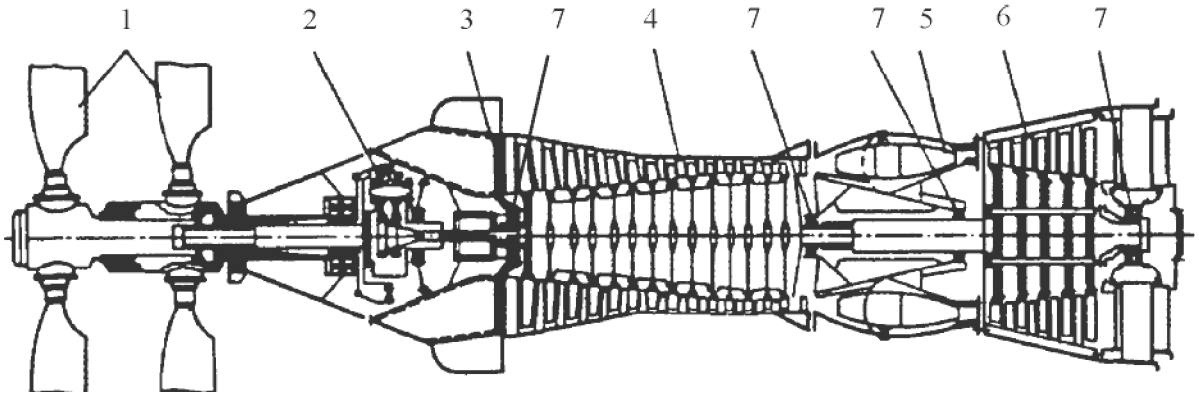


Рис. 1.1.6. Конструктивная схема двигателя НК-12:
1 – спаренные винты (с противоположным вращением); 2 – редуктор; 3 – входной воздушный канал; 4 – компрессор; 5 – камера сгорания; 6 – турбина; 7 – подшипники ротора двигателя

Формула тяги для ТВД имеет следующий приближённый вид:

$$R_{\text{ТВД}} \approx G_{\text{в}} \cdot \Delta V_{\text{в}} + G_{\text{гг}} \cdot \Delta V_{\text{гг}}, \qquad (1.1.4)$$

где $G_{\text{в}}$ – расход воздуха, отбрасываемого винтом;

$\Delta V_{\text{в}}$ – приращение скорости потока воздуха, отбрасываемого винтом;

$G_{\text{гг}}$ – расход воздуха через газогенератор двигателя;

$\Delta V_{\text{гг}}$ – разность скорости потока на выходе из сопла и скорости полёта самолёта.

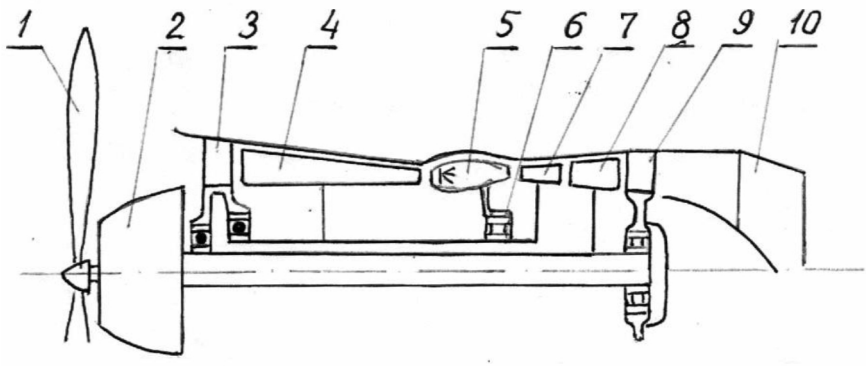


Рис. 1.1.7. Схема ТВД с отдельной турбиной для привода винта: 1 – винт;
2 – редуктор; 3 – передняя опора; 4 – компрессор; 5 – камера сгорания; 6 – опора турбины ГГ;
7 – турбина газогенератора; 8 – свободная турбина; 9 – задняя опора; 10 – сопло

В основных технических данных ТВД вместо тяги принято указывать его мощность (в кВт или л.с.).

Редуктор и винт могут быть размещены не только впереди, но и за газогенератором. В такой конструкции ТВД выходной вал (от силовой турбины к редуктору) имеет малую длину. Но зато для этого вала и для редуктора необходимо обеспечить приемлемую тепловую

защиту от горячих выхлопных газов. Такую разновидность двигателей называют «ТВД с толкающим винтом».

ТВД мощностью от 3 до 11 МВт в течение длительного времени широко использовали в пассажирской и транспортной авиации на самолетах с умеренной скоростью полета (менее 700 км/ч) и на высотах до 11 км. В последние три десятилетия новых разработок конструкций таких двигателей с большой мощностью в нашей стране не производили, что было связано с указанным ограничением скоростей полёта. Однако в настоящее время разработчики ГТД начали активно проявлять интерес к ТВД малой мощности (от 400 до 1500 кВт). Такие двигатели успешно применяют на небольших самолётах так называемой «малой» авиации (регионального, сельскохозяйственного или иного специального назначения).

В качестве примера такого ТВД на рис. 1.1.8 показан спроектированный в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» двигатель НК-123, имеющий мощность на взлётном режиме 450 кВт. Он предназначен для эксплуатации на высоте до 4 км при скорости полёта до 400 км/ч. У данного двигателя для сокращения его длины использовали комбинированный компрессор, состоящий из осевой и центробежной ступеней. Кроме того, для этой цели была укорочена габаритная длина камеры сгорания за счёт придания ей специфической конструктивной формы.

Одной из отличительных особенностей этого малоразмерного ТВД является то, что винт и газогенератор имеют разные оси вращения – винт и редуктор размещены выше газогенератора. Их привод осуществляет свободная турбина. Крутящий момент от этой турбины передаётся через вал, проходящий внутри вала газогенератора двигателя.

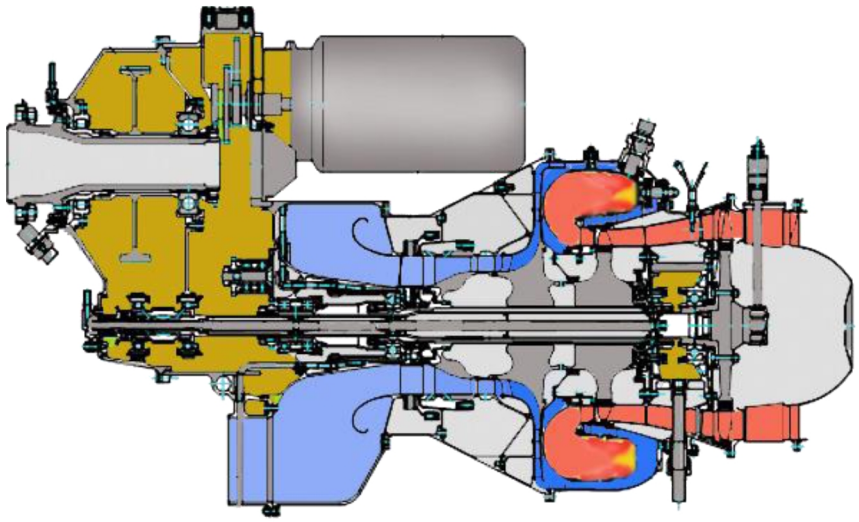


Рис. 1.1.8. ТВД малой мощности

1.1.5 Своеобразным гибридом ТРДД с большой степенью двухконтурности и ТВД является турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД). На рис. 1.1.9 показана конструктивная схема двигателя НК-93 мощностью 25 МВт, у которого степень двухконтурности равна 16. От ТВД он отличается прежде всего тем, что лопасти винта по диаметру обрезаны и окружены капотом. При этом количество лопастей по сравнению с винтом увеличено более чем вдвое.

От ТРДД со встроенным редуктором ТВВД главным образом отличается наличием системы управления положением лопастей винтовентилятора, которые являются поворотными. В конструкции двигателя НК-93 два ряда лопастей. Их приводит во вращение отдельная силовая турбина, вал которой соединён с ротором редуктора. У редуктора два выходных вала, вращающихся в противоположных направлениях.

Диаметр входного канала двигателя составляет около 3 м.

По экономичности у ТВВД НК-93 нет равных двигателей в мире. Специалисты назвали его двигателем XXI. Это была последняя разработка ГТД под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова, начатая в 1987 году. Однако из-за отсутствия необходимого финансирования создание этого двигателя затянулось более чем на два десятилетия. Проведенные в начале 2009 года испытания его опытного образца на летающей лаборатории показали феноменальные результаты по мощности, удельному расходу топлива и по уровню шума (удивив опытных пилотов-испытателей необычной, едва слышимой работой двигателя).

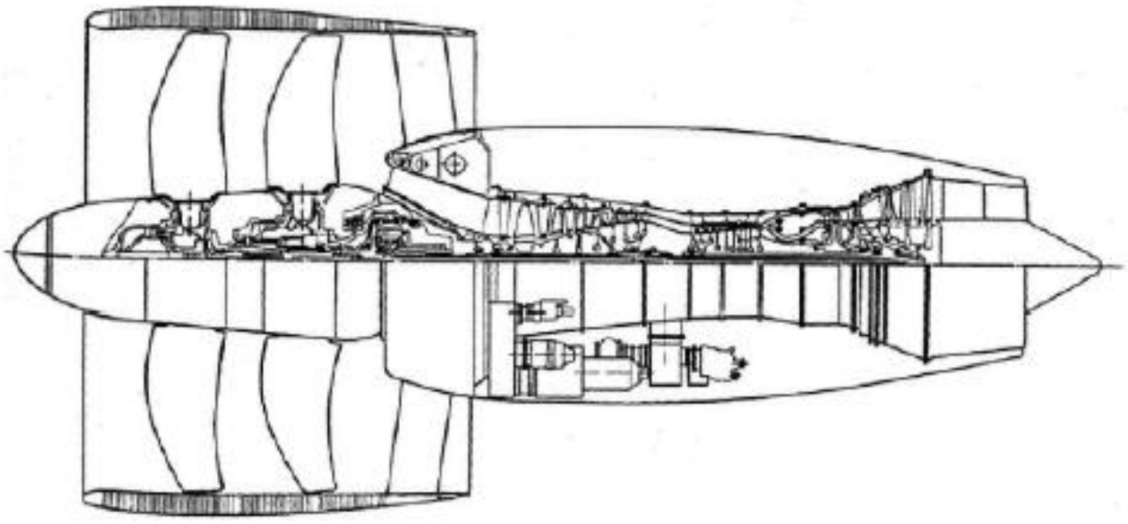


Рис. 1.1.9. Продольный разрез ТВВД НК-93

Следует отметить, что у ТВВД винтовентилятор необязательно должен быть закрыт капотом. Так, на рис. 1.1.10 показан внешний вид двигателя Д-27. Этот ТВВД выполнен с открытым винтовентилятором. Конструкция данного двигателя разработана на запорожском предприятии ЗМКБ «Прогресс».

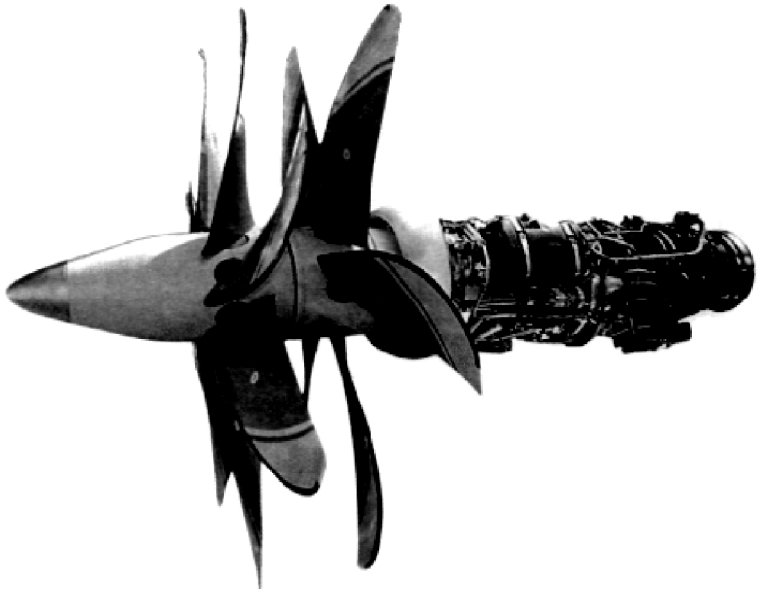


Рис. 1.1.10. Винтовентиляторный двигатель Д-27

У ТВВД такого конструктивного типа (с открытым винтовентилятором) степень двухконтурности может находиться в диапазоне от 30 до 50.

Очевидно, что ТВВД по сравнению с другими типами ГТД являются наиболее экономичными. Поэтому они, как новый класс двигателей, являются весьма перспективными, хотя рациональных решений по отработке компактной конструкции высоконагруженного редуктора и эффективной системы управления положением лопастей винтовентилятора пока нет. Их конструкции отличаются повышенной сложностью. Здесь предстоит длительный поиск.

1.1.6 Рассмотренные типы ГТД в авиации применяют на самолётах. А в вертолётах используют турбовальные двигатели (ТВаД). В отличие от других типов двигателей они предназначены не для получения тяги, а для создания крутящего момента на его выходном валу. Как правило, соответствующую мощность для выходного вала у ТВаД обеспечивает отдельная силовая турбина. Кинематически она не связана с газогенератором, который вырабатывает для неё нагретый газ. Выхлоп отработанного газа в таком двигателе осуществляют вбок.

Как известно, у вертолёта движителем являются его вращающиеся лопасти винта. Они создают не только подъёмную силу, но и соответствующую тягу, необходимую для летательного аппарата (в том числе и нулевую, если вертолёту потребуется зависать в одной точке). Поэтому тяга ГТД здесь не требуется.

На рис. 1.1.11 показан продольный разрез типичного ТВаД.

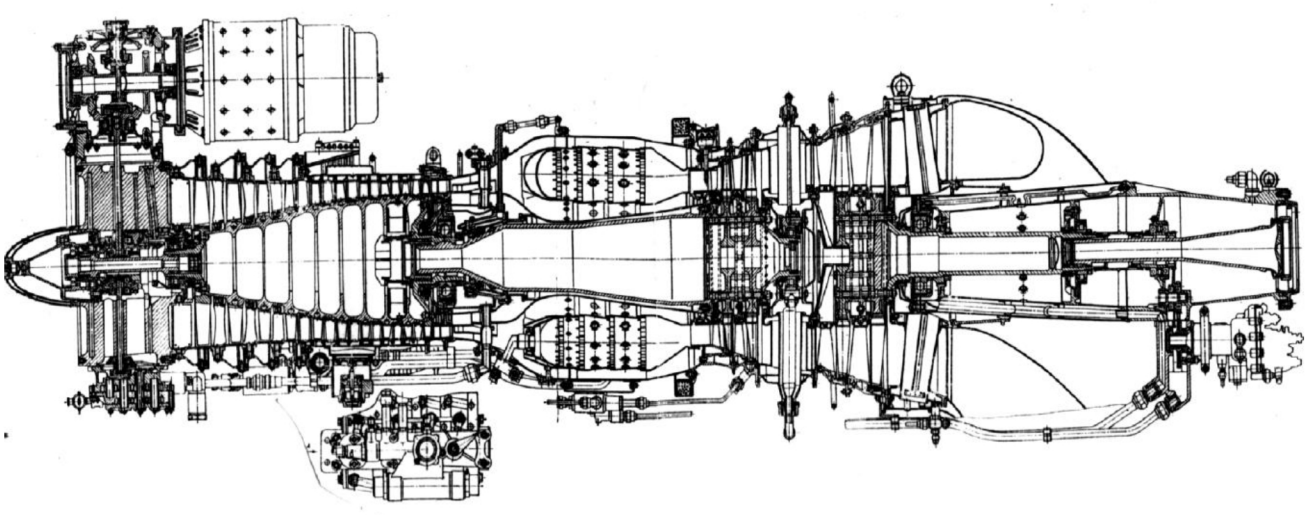


Рис. 1.1.11. Турбовальный двигатель ТВ 2-117

У данного двигателя основными узлами газогенератора являются: многоступенчатый осевой компрессор, камера сгорания и двухступенчатая турбина. После указанной турбины в газовом тракте установлена ещё одна турбина, получившая название силовой (или свободной). Эта турбина не имеет кинематической связи с турбиной газогенератора, их связывают только оболочки газового тракта. Силовая турбина предназначена для создания крутящего момента на выходном валу двигателя, к которому с помощью муфты присоединяют редуктор вертолёта. Ротор силовой турбины опирается на два подшипника качения – шариковый и роликовый.

Для тепловой защиты выходного вала от горячих выхлопных газов в конструкцию силовой турбины введены концентрично расположенные вокруг него многослойные экраны, а также предусмотрена их продувка холодным воздухом.

1.1.7. Большой объём информации об отечественных двигателях и эволюции их создания приведен в [4, 5]. Желательно, чтобы студенты в порядке самостоятельной работы ознакомились с этими книгами.

1.2. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Показатели ГТД могут быть охарактеризованы как абсолютными величинами, связанными с его размерностью, так и удельными параметрами, отражающими уровень технического совершенства двигателя [2, 6].

Абсолютные величины:

- тяга (для ТВД – мощность);
- масса двигателя;
- габаритные размеры;
- расход топлива;
- расход воздуха.

Тягу, расход топлива и расход воздуха указывают как для земных, так и для высотно-скоростных условий работы двигателя.

По величине тяги на взлетном режиме (при $H = 0$ км, $M = 0$) ГТД условно можно разделить на три группы**:**

- малоразмерные двигатели с тягой до 40 кН;
- двигатели со средней тягой от 40 до 150 кН;
- большеразмерные двигатели с тягой от 150 до 400 кН.

В настоящее время наибольшее распространение получили ГТД средней тяги. Но в последние годы возросло количество создаваемых двигателей как большой тяги, устанавливаемых на самолетах с высокой грузоподъемностью (аэробусах и транспортных самолетах), так и малой тяги для малоразмерных самолетов.

Удельными показателями являются **:**

- удельная тяга $\boldsymbol{R_{уд}}$ – отношение тяги к секундному расходу воздуха;
- удельный расход топлива, $\boldsymbol{C_{уд}}$ – отношение часового расхода топлива к тяге;
- удельная масса двигателя:

$\gamma_{двR}$ – отношение массы двигателя к максимальной (взлетной) тяге,

$\gamma_{двN}$ – к эквивалентной взлетной мощности у ТВД;

- лобовая тяга $\boldsymbol{R_Ф}$ – отношение тяги к лобовой площади двигателя.

У созданных ГТД эти показатели имеют следующий уровень**:**

$R_{уд} = 0{,}3\ldots0{,}9$ кН·с/кг;

$C_{уд}$ на крейсерском режиме в условиях $H = 11$ км, $M = 0{,}8$ **:**

- у ТРД 0,08…0,1кг/Н·ч;
- у ТРДД при $m < 2$ 0,065…0,075, а при $m = 4\ldots8$ $C_{уд} = 0{,}054\ldots0{,}06$ кг/Н·ч;
- у ТВВД 0,04…0,05 кг/Н· ч.

Удельная масса бесфорсажных двигателей в настоящее время находится в диапазоне от 0,01 до 0,02 кг/Н, а у форсажных – до 0,012 кг/Н.

К основным техническим данным также относят – заявленный ресурс двигателя, регламентированное время его запуска и приёмистости (термин «приёмистость» означает время выхода двигателя с режима малого газа на максимальный режим при соответствующем перемещении за 1-2 секунды рычага управления работой ГТД).

1.3. ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ДВИГАТЕЛЮ

Каждый создаваемый двигатель должен отвечать требованиям Авиационных правил [7], представляющих собой нормы лётной годности, выработанные на основе обобщения отечественного и зарубежного опыта эксплуатации различных типов ВРД.

Кроме того, любой ГТД должен отвечать конкретным требованиям разработчика летательного аппарата, учитывающим особенности размещения и подвески двигателя на объекте, назначения и условий его эксплуатации.

К числу важнейших технических требований к двигателю относятся:

– соответствующие характеристики, в том числе абсолютные и удельные показатели;
– производственная и эксплуатационная технологичность;
– ресурс;
– надежность;
– живучесть;
– экологические ограничения с целью минимизации вредного воздействия на окружающую среду.

Выполнение этих требований в конечном счете направлено на обеспечение минимально возможной стоимости двигателя, на снижение эксплуатационных расходов и повышение конкурентоспособности двигателя. Ниже рассмотрено их содержание.

1.3.1. Требования к тяге двигателя

Величину потребной тяги двигателя определяет разработчик летательного аппарата (ЛА) с учетом назначения последнего. Так, например, разработчик пассажирского самолета исходит из того, чтобы обеспечить ему тяговооруженность (представляющую собой отношение суммарной взлетной тяги всех двигателей к массе самолета) на уровне ~ 0,25. А для истребителя тяговооруженность должна быть не менее единицы.

Максимальную величину тяги в технических данных ГТД указывают при стандартных атмосферных условиях на земле ($T_{\text{Н}}$ = 288 К и $P_{\text{Н}}$ = 1,013 бар). При этом оговаривают допустимое уменьшение величины этой тяги при более высоких температурах атмосферного воздуха (в частности, при плюс 30 и 50°С).

Также задают потребную величину тяги в высотных условиях для крейсерского режима, на котором происходит основной полёт самолета. Величина этой тяги у двигателей, предназначенных для дозвуковых самолетов, в 3…5 раз меньше, чем величина взлетной тяги.

Величина тяги двигателя не должна уменьшаться в процессе всего периода его эксплуатации.

1.3.2. Требования к массе двигателя

Разработчик ЛА всегда выдвигает жесткие требования к массе двигателя, т.к. она непосредственно влияет на величину полезной нагрузки, которая может быть взята на борт. Статистика показывает, что каждый лишний килограмм массы двигателя вызывает увеличение массы самолета на 3…5 кг.

При этом в технических требованиях к двигателю оговаривают величину его "сухой" массы (без топлива и масла), а также без учета массы установленных на нем агрегатов, предназначенных для обслуживания самолета (гидронасосов, электрогенераторов и др.).

Для обеспечения минимальной величины массы при заданной тяге у разработчика двигателя есть три пути:

– выбор рационального схемно-конструктивного типа двигателя;

– обеспечение высокого уровня конструирования входящих в состав двигателя узлов и деталей;

– применение высокопрочных конструкционных материалов.

При этом в "холодной" части двигателя используют сплавы легких металлов, отличающиеся высокой удельной прочностью (титановые, магниевые, алюминиевые). А также по возможности применяют стеклопластику или керамику.

Примечание: удельной прочностью называют отношение предела прочности материала к его плотности.

1.3.3. Требование к габаритным размерам двигателя

Данное требование связано с выбором удобного размещения двигателя на летательном аппарате (ЛА). Наружный диаметр и длина двигателя влияют на размеры мотогондолы, а следовательно, на лобовое сопротивление и дополнительное увеличение массы силовой установки.

В габаритно-установочном чертеже двигателя, наряду с максимальным диаметром и длиной, указывают контуры расположения агрегатов, узлы крепления двигателя, места подсоединения магистралей и реперные точки для правильной установки двигателя. Этот чертеж подлежит согласованию с разработчиком ЛА.

1.3.4. Требование к удельному расходу топлива

Данное требование характеризует экономичность двигателя и, соответственно, определяет основные характеристики ЛА по дальности и продолжительности полета при заданной полезной нагрузке. Естественно, что разработчик ЛА выставляет жесткие требования по величине удельного расхода топлива. При этом он, как заказчик нового ГТД, ориентируется не только на достигнутый современный мировой уровень, но и учитывает перспективу, т.к. на создание двигателя уходит несколько лет (от 5 до 10) и продолжительность его эксплуатации составит десятки лет.

Для выполнения этого требования необходимы следующие условия:

– рациональный выбор конструктивной схемы двигателя;

– высокий уровень параметров термодинамического цикла;

– обеспечение высокого КПД узлов двигателя за счет снижения гидравлических и тепловых потерь по всему тракту двигателя.

При этом следует отметить, что поскольку снижение удельного расхода топлива связано с повышением уровня параметров рабочего процесса и усложнением конструкции двигателя, то оно неизбежно сопровождается увеличением удельной массы двигателя. Поэтому разработчик ЛА выбирает оптимальное соотношение между массой двигателя, топливных баков и потребного запаса топлива с точки зрения выигрыша в величине полезного груза и себестоимости его перевозки.

1.3.5. Требования к удельной массе двигателя

Низкая удельная масса является одним из показателей конструктивного совершенства двигателя. Для ЛА, предназначенных для полетов с малой дальностью, величина массы двигателя имеет более существенное значение, чем для ЛА с большой дальностью полета. Так, например, для самолетов с малой дальностью полета предпочтение будет отдано двигателю с малой массой, но с худшим удельным расходом топлива. Это объясняется тем, что в профиле полета самолета набор высоты и снижение составляют едва ли не 50% от общего времени, так что преимущества по удельному расходу топлива не успевают проявиться в полной мере.

С целью снижения удельной массы ГТД в конструкции компрессоров широко используют лёгкие титановые сплавы, отличающиеся высокой прочностью.

1.3.6. Требование к производственной технологичности двигателя

Это требование по обеспечению минимизации стоимости двигателя путем снижения затрат на его изготовление, сборку и испытание. Технологичность двигателя – это совокупность свойств его конструкции, определяющих её приспособленность к достижению оптимальных затрат при производстве и ремонте с учётом заданных показателей качества, объёма выпуска ГТД и условий выполнения работы.

Конструкция двигателя должна быть по возможности простой. В ней должна быть учтена необходимость обеспечения взаимозаменяемости, контролепригодности и инструментальной доступности при изготовлении и сборке ГТД. Но при этом конструкция должна быть ориентирована на применение прогрессивных методов изготовления узлов и деталей двигателя. Механическая обработка в максимально возможной мере должна быть заменена более производительными способами изготовления: штамповкой, высокоточным литьем, вальцовкой, электрохимической обработкой и др.

Важным показателем технологичности конструкции ГТД является коэффициент использования металла (КИМ), представляющий собой отношение массы готовой детали к массе ее заготовки. В технических требованиях рабочих чертежей деталей должны быть указаны конкретные значения КИМ для них. У ГТД первых поколений КИМ в среднем имел низкий уровень (не более 0,2). Сейчас он превысил 0,4. А в перспективе стоит задача довести его до 0,7…0,8.

1.3.7. Требование к надежности ГТД

Уровень надежности двигателя является одним из важнейших критериев его качества. Под термином "надежность" подразумевают свойство двигателя выполнять установленные функции в течение заданного срока при всех ожидаемых условиях эксплуатации.

Надёжность представляет собой комплексное понятие, в состав которого входят:

- безотказность,
- долговечность,
- ремонтопригодность,
- сохраняемость.

1.3.7.1. Безотказность

Это свойство двигателя непрерывно сохранять работоспособное состояние в течение определённого срока службы или времени наработки. Есть два вида показателей безотказности:

– вероятность того, что в пределах заданной наработки отказа в работе двигателя не произойдёт;

– наработка на отказ (в часах).

1.3.7.2. Долговечность

Это свойство двигателя длительно сохранять работоспособность. Количественно она характеризуется назначенным ресурсом, в течение которого допускается проведение двух ремонтов. Ресурс работы двигателя до первого ремонта называют гарантийным. А остальные ресурсы являются межремонтными. Назначенный ресурс – это суммарная наработка, при достижении которой эксплуатация двигателя должна быть прекращена независимо от его технического состояния.

Ресурс двигателя зависит от его предназначения. Так, для истребительной авиации ресурс двигателя назначают в пределах 100…300 часов. В гражданской авиации конкуренто-

способный двигатель нового поколения должен иметь назначенный ресурс не менее 10000 часов, а у конвертированных двигателей, используемых в качестве наземных газотурбинных приводов, от 40 до100 тысяч часов. Существует также ограничение по сроку службы двигателей.

Ресурсы авиационных ГТД устанавливают и увеличивают на основании результатов стендовых испытаний и с учетом их опережающей наработки на самолетах-лидерах. Работы по увеличению ресурса и срока службы двигателей всегда находятся в центре внимания промышленности и заказчиков.

1.3.7.3 Ремонтопригодность

Ремонтопригодность – это свойство объекта, заключающееся в приспособленности ГТД к поддержанию и восстановлению его работоспособного состояния за счёт технического обслуживания и ремонта.

1.3.7.4. Сохраняемость

Срок хранения и эксплуатации двигателя может достигать 25 лет. Поэтому важным является требование сохраняемости его качеств. Сохраняемость – это свойство объекта сохранять в заданных пределах значение параметров, характеризующих его способность выполнять требуемые функции после длительного хранения или транспортирования. Выполнение данного требования обеспечивается за счет использования соответствующих конструкционных материалов, гальванических покрытий, выбора резинотехнических изделий и осуществления комплекса технологических мероприятий (одним из которых, например, является консервация двигателя).

1.3.8. Требование к эксплуатационной технологичности

Данное требование предусматривает минимизацию трудозатрат (в человеко-часах) на обслуживание ГТД в эксплуатации, начиная с монтажа двигателя на ЛА, выполнение всех видов ремонтных и профилактических работ и его демонтаж.

Для удовлетворения этого требования конструкцию двигателя разрабатывают с учетом возможности обеспечения контролепригодности для проведения диагностики его состояния и профилактических осмотров в процессе эксплуатации. Заказчики обращают особое внимание на доступность для проведения осмотра и ремонта лопаток компрессора и турбины.

Это требование относится и к обеспечению удобства подхода к агрегатам двигателя при необходимости их замены или для выполнения регулировок.

1.3.9. Требование живучести

Данное требование означает способность двигателя продолжать работу в случае возникновения повреждений его отдельных узлов или деталей (например, прободение маслобака). С этой целью предусматривают защиту наиболее уязвимых мест (например, гидравлических или электрических коммуникаций), а также в отдельных случаях идут на создание дублирующих или резервных систем.

1.3.10. Экологические требования

Это комплекс требований, направленных на уменьшение вредного воздействия работающего двигателя на окружающую среду и людей. Более жестко их предъявляют к двигателям пассажирских самолетов.

Экологические требования касаются установления предельно допустимых норм **:**

- уровня шума двигателя при взлете, наборе высоты и посадке;
- выделения с выхлопными газами загрязняющих веществ (окиси углерода, окислов азота, различных углеводородных соединений);
- дымности выходящих газов.

Для выполнения этих требований в конструкции двигателей внедряют специальные мероприятия (шумоглушащие устройства, двухзонные камеры сгорания и т.п.). И решение этих задач представляет значительные технические сложности.

Все рассмотренные требования к ГТД конструкторы должны в обязательном порядке учитывать при проектировании новых двигателей. При создании нового двигателя выполнение этих требований проверяют в процессе проведения комплекса специальных стендовых и летных испытаний (до предъявления его на Государственные испытания). Без проведения таких проверок контролирующие органы не выдадут сертификат лётной годности созданному двигателю.

1.3.11. О безопасности эксплуатации двигателя на летательном аппарате

Очевидно, что даже при самой высокой степени надежности двигателя вероятность проявления отказов его работоспособности существует. При этом следующие виды отказов двигателей в соответствии с Авиационными правилами [7] считаются опасными для самолета**:**

- выход за пределы мотогондолы лопаток и фрагментов дисков компрессора или турбины при их разрушении (т.е. должна быть обеспечена "непробиваемость" корпуса двигателя);
- попадание в воздушный тракт компрессора масла или других веществ, которые могут привести к недопустимому загрязнению воздуха, отбираемого из компрессора в систему кондиционирования самолета;
- самопроизвольное включение при взлете или во время полета устройства для реверсирования тяги двигателя;
- разрыв связи между рычагом управления двигателем и исполнительными механизмами (потеря возможности управления двигателем);
- нелокализованный пожар в двигателе.

А внутренние отказы узлов или отдельных элементов двигателя не являются опасными для самолета (например, повышенная вибрация опор ротора, прогар стенок жаровой трубы камеры сгорания, разрушение межвального подшипника, приведшее к "сцеплению" валов, и т.п.).

1.4. СТАДИИ СОЗДАНИЯ ГТД

1.4.1. Началу проектирования двигателя предшествует выдача технического задания (ТЗ) на него со стороны разработчика летательного аппарата.

ТЗ содержит следующую информацию и требуемые технические данные:

- назначение двигателя,
- его основные технические характеристики,
- важнейшие технические требования к двигателю и показатели его качества,
- технико-экономические и специальные требования, связанные с ожидаемыми условиями эксплуатации разрабатываемого двигателя.

1.4.2. Процесс проектирования двигателя включает в себя следующие стадии:

1.4.2.1. Техническое предложение разработчика двигателя, представляющее совокупность конструкторских документов, содержащих технические и технико-экономические обоснования целесообразности создания нового двигателя. Его разрабатывают на основании проведения анализа требований вышеуказанного ТЗ, а также с учётом результатов предварительных расчетов и конструктивных проработок.

1.4.2.2. Эскизный проект – это более полная разработка выбранного варианта конструкции двигателя со всеми составными узлами, содержащая необходимые расчеты; выбор оптимальной конструкции узлов двигателя.

1.4.2.3. Технический проект выпускают после рассмотрения и утверждения эскизного проекта разработчиком ЛА. Это совокупность конструкторских документов, представляющих собой окончательные технические решения, служащие исходными данными для разработки и выпуска рабочей технической документации в полном объёме.

1.4.2.4. Выпуск рабочей документации – это заключительная стадия проектирования. Она проводится с учетом конкретной технологии изготовления и испытаний двигателя, его узлов и систем. В состав рабочей документации, перечень которой оговорен отраслевым стандартом, входят:

- чертежи (установочные, узловые, детальные);
- технические условия на изготовление двигателя, его узлов и деталей;
- инструкции;
- методики проведения испытаний;
- химмотологическая карта применяемых горючесмазочных материалов;
- руководство по технической эксплуатации двигателя и т.д.

1.4.3. Изготовление полноразмерного макета двигателя производят для выбора рационального размещения его агрегатов и коммуникаций. Совместно с заказчиком оценивают его согласование с макетом разрабатываемого ЛА.

1.4.4. Создание двигателя после завершения проектирования проходит ряд стадий:

– изготовление опытных образцов двигателя для проведения экспериментально-доводочных работ;

– проведение испытаний для проверки соответствия их фактических результатов и заявленных данных, а также для оценки необходимости внесения конструктивных изменений;

– проведение ряда длительных стендовых испытаний по проверке прочности и надежности двигателя;

– проведение специспытаний для подтверждения его соответствия предъявляемым техническим требованиям;
– испытания в термобарокамере;
– летные испытания на летающей лаборатории;
– летные испытания в составе летательного аппарата;
– проведение Государственных испытаний (стендовых и летных);
– внедрение двигателя в серийное производство;
– работы по дальнейшему увеличению ресурса и устранению возможных дефектов.

1.4.5. В серийное производство двигатель, предназначенный для пассажирской авиации, передают с начальным ресурсом не менее 500 часов. Дальнейшее увеличение ресурса производят, исходя из результатов надёжной эксплуатации лидерных двигателей. При этом при каждом повышении ресурса оформляют соответствующее РЕШЕНИЕ, которое подлежит согласованию с Центральным руководящим органом ведомства, с Представителем заказчика и с НИИ гражданской авиации.

1.4.6. Необходимым условием для повышения ресурса двигателя является увеличение ресурса и покупных изделий, входящих в его состав. (Агрегаты, имеющие недостаточный ресурс, подлежат замене на новые).

1.4.7. При внедрении в серийном производстве мероприятий в конструкцию двигателя или в технологию его изготовления положено проводить длительное испытание для подтверждения надёжности вводимых соответствующих мероприятий.

1.5. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ГТД

Конструктивно-силовая схема двигателя (КСС) – это упрощённое условно-стилизованное изображение конструкции двигателя, дающее общее представление о типе конкретного ГТД и о составе его узлов. В КСС показано количество ступеней компрессора и турбины, приведена форма проточной части газовоздушного тракта, отражено взаимное расположение основных узлов двигателя, показано размещение подшипников между ротором и статором, а также выделены статорные опоры и другие корпусные элементы, которые обеспечивают восприятие или передачу действующих на конструкцию нагрузок.

Сила тяги двигателя является интегральной результирующей от усилий, создаваемых давлением воздуха и газа на поверхности всех его элементов. При этом с ротора нагрузки на статорные опоры передаются через подшипники: роликовые осуществляют передачу только радиальных нагрузок, а шарикоподшипники используют для передачи на статор как радиальных, так и осевых нагрузок, действующих на роторные детали.

Сила тяги двигателя передаётся через узлы его крепления на летательный аппарат.
КСС состоит из силовой схемы ротора и силовой схемы статора.

1.5.1. Силовые схемы роторов

Силовая схема ротора включает в себя ротор компрессора, ротор турбины и элементы их соединения, а в случае ТВД – и соответствующие детали редуктора. Силовые схемы роторов многообразны, так как сами двигатели могут быть одновальными и многовальными, иметь различное количество ступеней компрессора и турбины, отличаться способами соединений валов турбокомпрессора, обеспечивающих передачу крутящего момента и осевых усилий. Кроме того, они могут отличаться конструктивными решениями по разгрузке осевых сил, действующих на ротор, способами фиксации положения роторов и т.д.

1.5.2. Силовые схемы статоров

В силовой схеме статоров основным признаком является способ выполнения конструктивного соединения корпусов компрессора и турбины. Так как между компрессором и турбиной находится камера сгорания, то её корпусные детали в различных вариантах используют для силовой связи статоров турбокомпрессора.

1.5.2.1. Схема с внутренней одинарной связью

У двигателей с центробежным компрессором и трубчатыми камерами сгорания (например ВК-1) силовую связь статоров компрессора и турбины осуществляют только с использованием внутреннего корпуса камеры сгорания.

1.5.2.2. Схема с внешней одинарной связью

В такой схеме в качестве конструктивного силового элемента, связывающего статоры компрессора и турбины, используют наружный корпус камеры сгорания.

1.5.2.3. Силовые схемы с двойной связью

В таких схемах для осуществления связи статоров компрессора и турбины использованы совместно и наружный, и внутренний корпусы камеры сгорания. При этом есть две разновидности таких схем:

- с двойной замкнутой связью,
- с двойной разомкнутой связью.

В схеме с двойной замкнутой связью корпусы камеры сгорания спереди связывают со спрямляющим аппаратом, установленным за последней ступенью компрессора. А сзади их

соединяют, например, с помощью радиальных стоек, проложенных внутри пустотелых охлаждаемых лопаток первого соплового аппарата турбины, или с помощью специальных стержней (размещаемых между жаровыми трубами в трубчато-кольцевых камерах сгорания).

В схеме с двойной разомкнутой связью отличие предыдущей схемы заключается в том, что внутренний корпус камеры сгорания связывают сзади с концентричным корпусом подшипника, т. е. сзади корпусы камеры сгорания не связаны между собой.

Анализ достоинств и недостатков рассмотренных конструктивно-силовых схем приведен в [2].

Для практического закрепления данного лекционного материала в программе обучения предусмотрено ознакомление студентов с конструктивно-силовыми схемами ряда авиационных ГТД в процессе выполнения лабораторных работ в соответствии с методическими указаниями кафедры КиПДЛА. А при выполнении курсовой работы по данному предмету в расчётно-пояснительной записке должна быть приведена конструктивно-силовая схема двигателя в соответствии с индивидуальным заданием каждого студента.

1.5.3. Крепление двигателя на самолёте

Крепление ГТД на самолёте осуществляют в двух поясах, перпендикулярных к оси двигателя. Узлы крепления воспринимают не только силу тяги двигателя, но также и дополнительные нагрузки при эволюциях траектории самолёта. На рис. 1.5.1 в качестве примера показаны силовые элементы двигателя CFM-56-7B, предназначенные для подвески двигателя под крылом самолёта с использованием выносного пилона.

В случае размещения двигателей в хвостовой части самолёта (справа и слева от фюзеляжа) в их конструкции должны быть предусмотрены соответствующие боковые элементы крепления, позволяющие надёжно зафиксировать положение силовой установки.

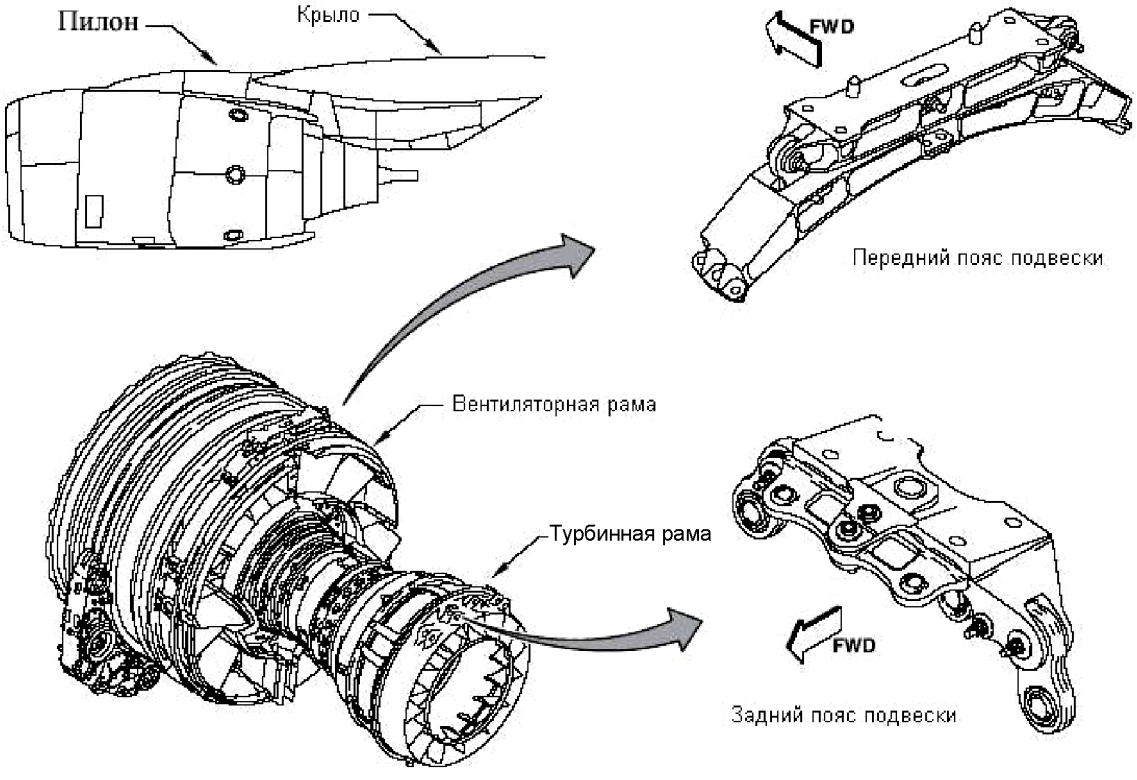


Рис. 1.5.1. Элементы крепления двигателя на самолёте:
FWD – направление движения самолёта

При выборе схемы и места расположения узлов крепления двигателя должны быть учтены следующие основные требования:

1. Точки подвески должны быть расположены таким образом, чтобы было обеспечено закрепление двигателя в направлении всех шести степеней свободы (исключающем возможность его смещения в осевом, вертикальном и боковом направлениях, а также даже незначительного углового разворота вокруг этих осей).

2. Нагрузки на узлы крепления должны быть минимально возможными. Для этого их необходимо размещать по возможности ближе к центру тяжести двигателя, причём на небольших расстояниях друг от друга.

3. Узлы крепления должны допускать свободное тепловое расширение силовых корпусов. Как правило, один узел является фиксирующим, а остальные допускают перемещение двигателя относительно фиксирующего узла. С этой целью используют шарнирные устройства и стержневые фермы.

4. Должно быть обеспечено отсутствие нагружения корпуса двигателя при возможных деформациях смежных элементов самолёта.

5. Должно быть обеспечено удобство установки двигателя на самолёт и снятия его (при минимально возможной трудоёмкости выполнения этих операций).

У двигателей с форсажной камерой должна быть предусмотрена дополнительная точка подвески в плоскости управляемого реактивного сопла (с использованием шарнирного соединения).

Кроме узлов подвески двигателя к самолёту, на силовых корпусах ГТД также предусматривают элементы, необходимые для проведения такелажных работ и для его закрепления при транспортировании от изготовителя к потребителю.

Глава II. ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ УЗЛЫ ГТД

2.1. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ

2.1.1. Назначение входных устройств

Входные устройства (ВУ) обеспечивают подход воздуха из окружающей среды к компрессору и осуществляют совместно с ним процесс сжатия воздуха (за счет использования кинетической энергии набегающего потока).

ВУ представляет собой либо часть конструкции самого двигателя, либо образуется сочетанием самолетной и двигательной частей – это зависит от размещения двигателя на самолете. Чаще всего двигатели размещают под крыльями на пилонах (Ил-86, Ил-96). Но иногда их размещают в хвостовой части самолета (Ил-62, Ту-154). В военной сверхзвуковой авиации, как правило, используют два двигателя, симметрично установленных по бокам от фюзеляжа. Здесь ВУ являются чисто самолетными устройствами и имеют большую длину (например, Ту-22М, МиГ-29 и др.).

ВУ могут быть не только индивидуальными, но и групповыми. Например, у СПС "Ту-144" и "Конкорд" по четыре двигателя расположены под фюзеляжем. Для исключения взаимовлияния двигателей в их входных устройствах ставят длинные вертикальные перегородки.

Основные требования к ВУ:

- обеспечение подвода к двигателю требуемого количества воздуха во всех условиях работы;
- обеспечение минимально возможной неравномерности поля скоростей на входе в двигатель;
- эффективное торможение потока воздуха с минимальными потерями;
- высокая надежность;
- малый вес;
- прочность, жесткость, герметичность;
- простота обслуживания в эксплуатации;
- минимальный уровень шума.

В общем случае подвод к двигателю потребного количества воздуха обеспечивается правильным выбором площади входа и при необходимости регулированием геометрии ВУ в соответствии с изменением условий полета и режимов работы двигателя [3].

Гидравлические потери, происходящие при торможении потока воздуха и подводе его на вход в компрессор, оцениваются коэффициентом сохранения полного давления $\sigma_{вх}$:

$$\sigma_{вх} = P_1^* / P_н^*,$$

где P_1^* – полное давление на входе в компрессор (за ВУ);

$P_н^*$ – полное давление адиабатически заторможенного набегающего потока.

Соответственно, степень сжатия воздуха во входном устройстве равна

$$\pi = \sigma_{вх} \cdot P_н^* / P_н.$$

ВУ состоит из воздухозаборника и подводящего канала. При этом подводящий канал проектируют без резких поворотов, сужений и расширений.

Следует учитывать, что при работе двигателя на месте внутри каналов ВУ будет разрежение, а в полете – значительное избыточное давление. Поэтому должна быть предусмотрена соответствующая герметизация воздухоподводящего канала ВУ. Её обеспечивают установкой в стыках канала уплотняющих лент, резиновых прокладок и путём нанесения специ-

альных замазок. Герметичность стыка самолетной и двигательной частей ВУ создают за счет обеспечения возможности их взаимного перемещения для компенсации различия температурных расширений и силовых деформаций соответствующих деталей.

2.1.2. Дозвуковые входные устройства

У ЛА, предназначенных для полетов с дозвуковыми скоростями, применяют ВУ нерегулируемой конструкции. Простейшее ВУ состоит из внешнего обтекателя, внутреннего осесимметричного тела и силового корпуса (рис. 2.1.1).

Внешний обтекатель имеет профилированную переднюю кромку, что обеспечивает обтекание ее воздухом с малыми потерями и устраняет срыв потока, когда его направление не совпадает с осью входного канала. Его изготавливают из листового материала.

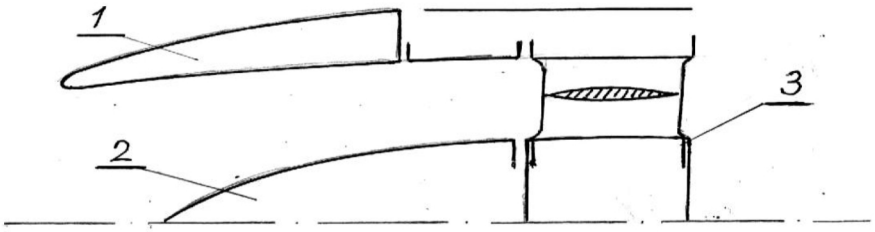


Рис. 2.1.1. Дозвуковое ВУ ТРД:
1 – внешний обтекатель; 2 – внутреннее тело; 3 – корпус

Внутреннее тело служит для плавного перехода кругового сечения в кольцевое. Его также изготавливают из листового материала. Следует отметить, что обычно входные устройства ГТД проектирует разработчик самолёта, так же как мотогондолу и пилон крепления двигателя к крылу. На рис. 2.1.2 в качестве примера показаны внешний вид подвески двигателя V-2500 под крылом и воздухозаборник (поз.1).

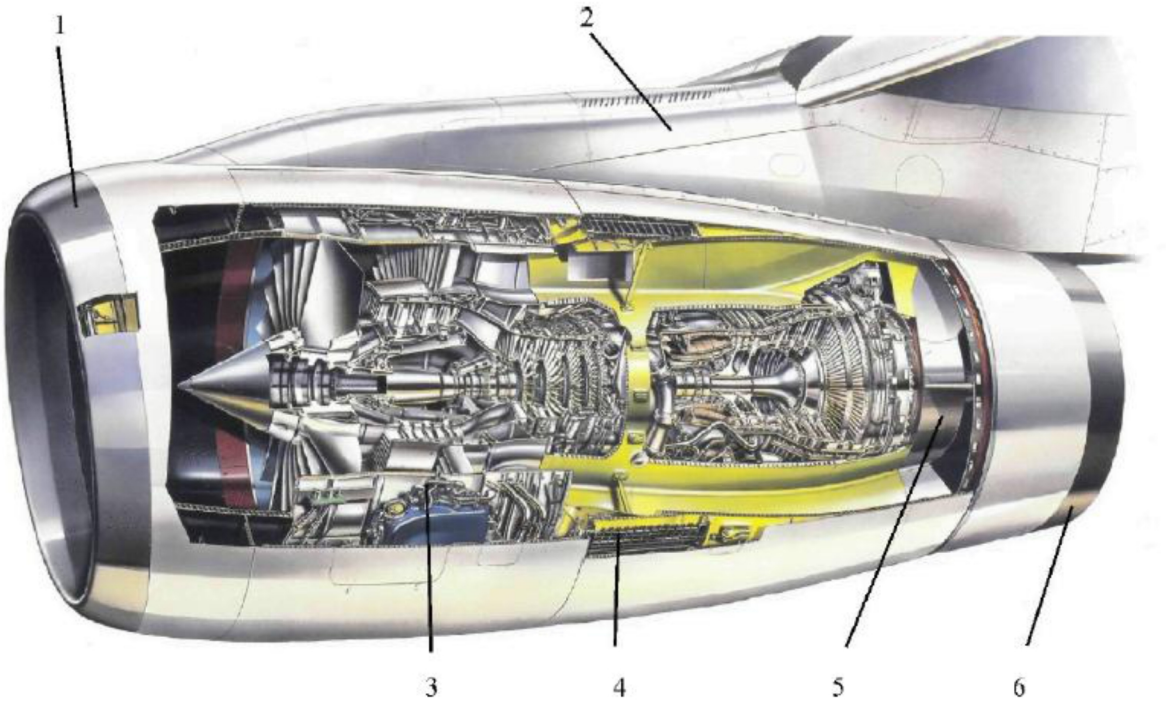


Рис. 2.1.2. Установка двигателя V-2500 под крылом самолёта с использованием пилона:
1 – воздухозаборник; 2 – пилон; 3 – агрегаты двигателя; 4 – реверсивное устройство;
5 – смеситель; 6 – реактивное сопло

Следует отметить, что преобразование кинетической энергии набегающего потока в потенциальную (т.е. в давление) происходит в свободном потоке перед входным устройством. Внутри канала дозвукового ВУ воздух течет со сравнительно небольшими скоростями, не превышающими 0,65 местной критической скорости.

Нерегулируемые ВУ применяют и для двигателей с относительно небольшими сверхзвуковыми скоростями полета ($M \leq 1{,}5$), т.к. в этих условиях потери энергии в прямом скачке уплотнения еще незначительны.

2.1.3. Сверхзвуковые входные устройства

ВУ двигателей, рассчитанных на полеты с $M > 1{,}5$, должны быть регулируемыми. Это необходимо для согласования производительности компрессора и пропускной способности ВУ, а также для получения максимальной тяги и устойчивой работы двигателя в широком диапазоне высот и скоростей полета. Так как при высоких скоростях полета потери энергии в прямом скачке уплотнения велики, то за счет регулируемой конструкции создают систему косых скачков с завершающим слабым прямым скачком. В качестве примера можно рассмотреть сверхзвуковое осесимметричное регулируемое ВУ, схематично изображенное на рис. 2.1.3.

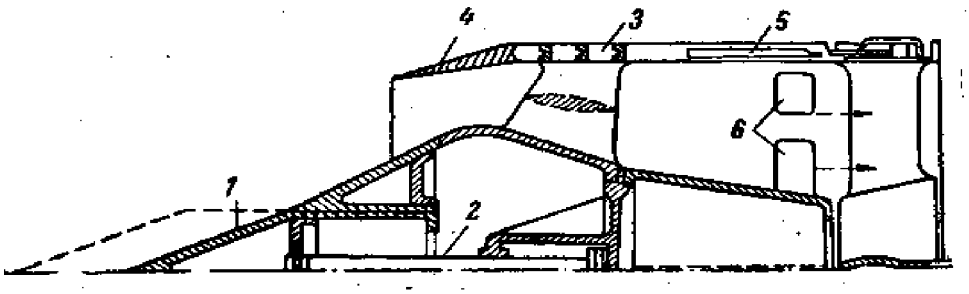


Рис. 2.1.3. Сверхзвуковое осесимметричное регулируемое ВУ:
1 – ступенчатый подвижный конус; 2 – поршень; 3 – обтекатель;
4 – внешний кольцевой элемент ВУ; 5 – кольцо жесткости; 6 – окна подпитки воздуха

Здесь регулируемым элементом является ступенчатый конус, который с помощью поршня можно выдвигать вперед. Это приводит к изменению углов наклона косых скачков в соответствии с числом $M_П$. Оптимальное количество косых скачков зависит от числа $M_П$. Так, для $M_П = 3{,}0$ желательно иметь три косых и один прямой скачок уплотнения.

При запуске двигателя, на взлете и при малых скоростях полета за счет открытия окон 6 осуществляется дополнительный подсос воздуха, минуя входное сечение ВУ.

Сверхзвуковое ВУ практически всегда проектирует разработчик ЛА. Но в процессе создания двигателя обязательно проверяют их совместную работу в высотно-скоростных условиях на всех режимах, т.к. оно может создавать при некоторых условиях неравномерное поле скоростей на входе в компрессор, вследствие чего могут возникнуть «помпаж» (потеря газодинамической устойчивости компрессора), вибрации лопаток, а иногда и дисков компрессора.

2.1.4. Элементы защиты входных устройств

Во входных устройствах могут быть размещены защитные устройства, предохраняющие двигатель от попадания в его газовоздушный тракт камней, града или птиц. Наиболее часты случаи попадания посторонних предметов в двигатель при взлете, посадке, рулении самолета или при работе двигателя на стоянке. При отсутствии защиты попадание посторон-

них предметов может приводить к повреждению рабочих лопаток, входного направляющего аппарата или спрямляющего аппарата компрессора и может стать причиной летного происшествия.

Для защиты двигателя во входном канале можно устанавливать неубираемые или убираемые в полете сетки и решетки. Неубираемая решетка из сетки с ячейкой от 2 до 6,5 мм дает большое сопротивление на входе, что приводит к снижению тяги на 3…5 % и к росту удельного расхода топлива. Предпочтительнее использовать убираемую решетку, устанавливаемую на входе в компрессор (рис. 2.1.4). Ее положением управляют с помощью пневматических или гидравлических цилиндров. И убирают такую решетку одновременно с шасси. Решетка состоит из отдельных секций, устанавливаемых между силовыми рёбрами входного устройства. Каждая из них имеет шарнирное соединение с корпусом ВУ.

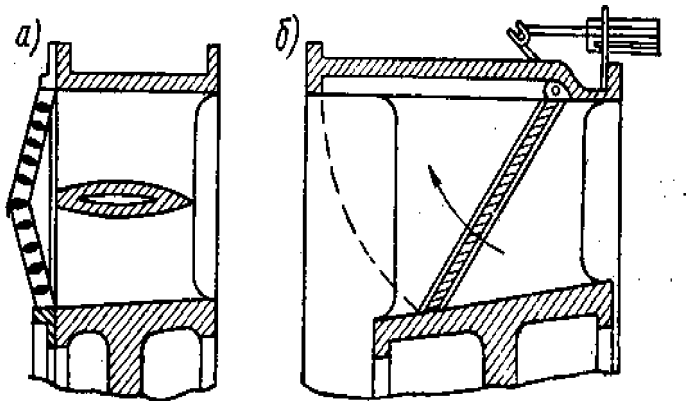


Рис. 2.1.4. Защитные решетки ВУ: а – неубираемая; б – убираемая

Очевидно, что защитные решетки необходимо обогревать. А осуществить обогрев этих решеток затруднительно. В связи с этим случаи применения защитных устройств на входе в компрессор единичны.

2.2. КОМПРЕССОРЫ

2.2.1 Назначение и основные требования к компрессорам

Компрессор является одним из основных узлов ГТД. Он осуществляет сжатие воздуха перед поступлением его в камеру сгорания. Компрессор обеспечивает необходимую степень сжатия воздуха $\pi_к^*$ при заданном его расходе $G_{\text{В}}$.

Основные требования, предъявляемые к компрессору:

- минимальные габариты и масса;
- высокий КПД на рабочих режимах;
- устойчивая работа в широком диапазоне оборотов;
- простота конструкции, обеспечивающая удобство монтажа и демонтажа, возможность диагностики его состояния в процессе эксплуатации, а также ремонтопригодность;
- высокая эксплуатационная надежность;
- контролепригодность;
- пожаробезопасность.

В общей массе двигателя доля компрессора составляет от 35 до 50 %. Поэтому очевидна важность задачи по обеспечению минимально возможной величины массы компрессора.

2.2.2 Типы компрессоров, применяемых в ГТД

В классификации компрессоров важным признаком является направление движения потока воздуха в проточной части данного узла двигателя.

В соответствии с этим различают:

- осевые компрессоры, в которых воздух движется в направлении примерно параллельном оси двигателя;
- центробежные компрессоры, у которых в выходном сечении воздух движется по радиусу, т.е. перпендикулярно оси;
- диагональные компрессоры, занимающие промежуточное положение между осевыми и центробежными;
- комбинированные компрессоры, представляющие собой всевозможные сочетания первых трех видов компрессоров.

Выбор типа компрессора в значительной мере зависит от назначения двигателя на конкретном летательном аппарате. В настоящее время для двигателей средних и больших тяг разработчики отдают предпочтение осевым компрессорам, так как они позволяют обеспечивать высокие значения степени повышения давления $\pi_к^*$ и большие расходы воздуха G_B при хорошем уровне КПД, сравнительно малых диаметральных габаритных размерах и массе.

Но в маломощных ГТД нередко применяют центробежные компрессоры, иногда в сочетании с установленными перед ними осевыми ступенями. Это продиктовано стремлением к достижению минимально возможной длины таких двигателей с целью упрощения проблемы размещения их на летательном аппарате.

2.2.3. Основные параметры осевых компрессоров

Техническое совершенство компрессора характеризуют следующие параметры:

- степень повышения давления;
- коэффициент полезного действия;
- удельная масса;

– удельная производительность;
– габаритные размеры;
– окружная скорость на среднем диаметре и на периферии лопаток.

У ТРДД еще одним характерным параметром является степень сжатия вентилятора.

2.2.3.1. Степень повышения давления

У современных двигателей степень повышения давления в компрессоре $\pi_к^*$ находится в диапазоне от 20 до 35, а в перспективе произойдет её дальнейшее увеличение до 40…60. Но это дело далекого будущего.

Степень сжатия вентилятора $\pi_в^*$ у ТРДД с большой степенью двухконтурности находится на уровне 1,5 – 1,7, а у ТРДД, используемых в маневренной авиации (m = 0,3 – 0,5), величина $\pi_в^*$ может достигать 4.

2.2.3.2. Коэффициент полезного действия компрессора

В настоящее время у созданных осевых компрессоров величина КПД составляет 0,87 – 0,91, а у компрессоров центробежного типа – не более 0,7 .

2.2.3.3. Удельная масса компрессора

Удельная масса компрессора представляет собой отношение массы компрессора к потребляемой им мощности. У современных двигателей её величина ($m_{к.уд}$) имеет уровень от 0,01 до 0,03 кг/кВт.

2.2.3.4. Удельная производительность компрессора

Удельная производительность компрессора ($\overline{G}_к$) характеризует расход воздуха в секунду, приходящийся на один квадратный метр площади входа в компрессор. Она, прежде всего зависит от величины скорости воздуха на входе в компрессор, которая на расчетном режиме может быть равна от 180 до 250 м/с. К повышению удельной производительности компрессора приводит уменьшение величины относительного диаметра втулки колеса компрессора:

$$\overline{d}_к = \frac{d}{D},$$

где d – диаметр колеса у корня лопатки, *м*;

D – наружный диаметр рабочего колеса, *м.*

При проектировании осевого компрессора рекомендовано принимать $\overline{d}_к = 0{,}3...0{,}35$.

2.2.3.5. Габаритные размеры компрессора

Очевидно, что величина удельной производительности компрессора при заданном расходе воздуха определяет потребную площадь входного сечения компрессора:

$$F_к = \frac{G}{\overline{G}_к}.$$

А длина компрессора зависит от величины степени сжатия, от кинематической схемы двигателя и угловой скорости вращения его каскадов.

2.2.3.6. Окружные скорости рабочих лопаток

Допустимый уровень окружных скоростей зависит от конструкции компрессора. Так, у роторов барабанного типа окружные скорости на среднем радиусе лопатки находятся на уровне от 200 до 250 м/с, а у роторов дискового типа – от 400 до 450 м/с. У вентиляторных лопаток ТРДД максимальная скорость на периферии находится на уровне от 400 до 450 м/с.

2.2.4. Классификация осевых компрессоров

Конструктивное выполнение осевых компрессоров весьма разнообразно. Г.С. Скубачевский [1] предложил классифицировать осевые компрессоры по следующим признакам.

1. По отношению скорости воздуха в проточной части компрессора к местной скорости звука. Бывают дозвуковые и сверхзвуковые компрессоры. В данном курсе дисциплины изучению подлежат только дозвуковые осевые компрессоры.

2. По числу роторов. Бывают однокаскадные, двух- и трехкаскадные компрессоры.

3. По конструкции ротора. Применяют роторы барабанного, дискового и барабанно-дискового (смешанного) типа (рис. 2.2.1).

4. По конструкции проточной части. В ГТД используют в основном осевые компрессоры трех типов:

- с постоянным наружным диаметром D всех колес и изменяющимся диаметром втулок;
- с постоянным диаметром d втулок и изменяющимся наружным диаметром колес;
- с постоянным средним диаметром проточной части тракта.

Но возможны и различные комбинации указанных типов формирования проточной части компрессора.

Преимущества типа компрессоров с постоянным наружным диаметром D :

- высокие окружные скорости;
- общая заготовка для изготовления наружного кольца;
- малая высота лопаток у последних ступеней компрессора.

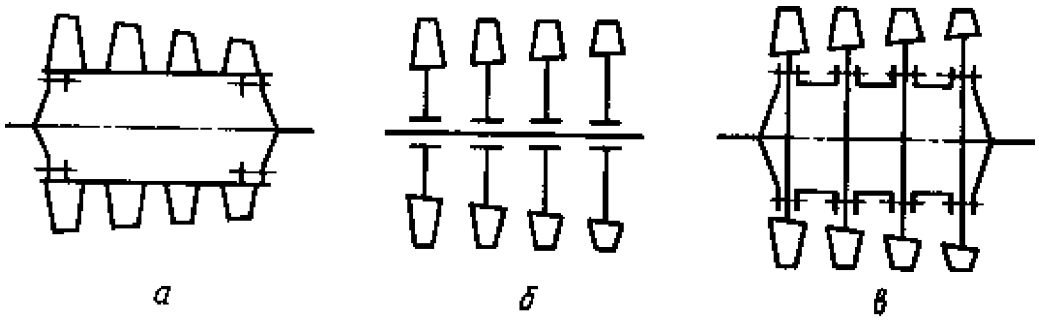


Рис. 2.2.1. Схемно – конструктивные типы роторов осевых компрессоров:
а – ротор барабанного типа; б – ротор дискового типа; в – ротор смешанного типа

Но при этом следует отметить, что компрессор, выполненный с постоянным диаметром втулок, позволяет обеспечить меньшую массу компрессора и большую высоту лопаток последних ступеней. К тому же технологически в производстве удобнее изготавливать диски постоянного диаметра.

5. По конструкции корпуса. Корпусы у компрессоров бывают неразъемные и разъемные. При этом разъемы бывают как в плоскости оси ротора (продольные разъёмы), так и в перпендикулярной к ней плоскости (поперечные разъёмы).

6. По способу обеспечения газодинамической устойчивости. Для устойчивой работы компрессора в конструкции предусматривают направляющие аппараты с поворотными лопатками или клапаны перепуска воздуха. Возможно сочетание указанных конструктивных устройств.

2.2.5. Конструктивные схемы осевых компрессоров

Выбор конструктивной схемы компрессора зависит, прежде всего, от количества каскадов, входящих в его состав. Наиболее простой является схема однокаскадного компрессора с малым числом ступеней. Здесь ротор турбокомпрессора может иметь всего две опоры: пе-

реднюю, в которой размещен радиально-упорный шарикоподшипник, и заднюю, с роликовым подшипником (см. рис 1.1.2). Так как силовой поток в элементах ротора и статора ГТД замыкается на наружный корпус двигателя, то усилия, действующие на ротор, передаются на этот корпус через подшипники.

Под термином «опора» подразумевают силовой элемент конструкции, внутри которого установлен один или несколько подшипников. При этом корпус каждого подшипника должен быть связан с силовой наружной оболочкой двигателя.

В том случае, если двигатель проектируют без ВНА, то подшипниковый узел располагают за первым рабочим колесом компрессора (или за вентилятором у ТРДД). Если же в однокаскадном компрессоре число ступеней велико (более 10), то может возникнуть необходимость во введении дополнительной опоры ротора, размещаемой за компрессором. А коммуникации, необходимые для обеспечения смазки и охлаждения подшипника, в таких случаях прокладывают через входной диффузор камеры сгорания, и здесь нет иного конструктивного решения.

В настоящее время большинство ТРДД, используемых в транспортной авиации, являются двухвальными. Более того, именно их специалисты рассматривают в качестве перспективных при дальнейшем освоении более высоких уровней температуры газа перед турбиной и степеней сжатия воздуха в компрессоре.

Наиболее сложными являются конструктивные схемы трехвальных ТРДД. Одна из таких возможных схем показана на рис. 2.2.2.

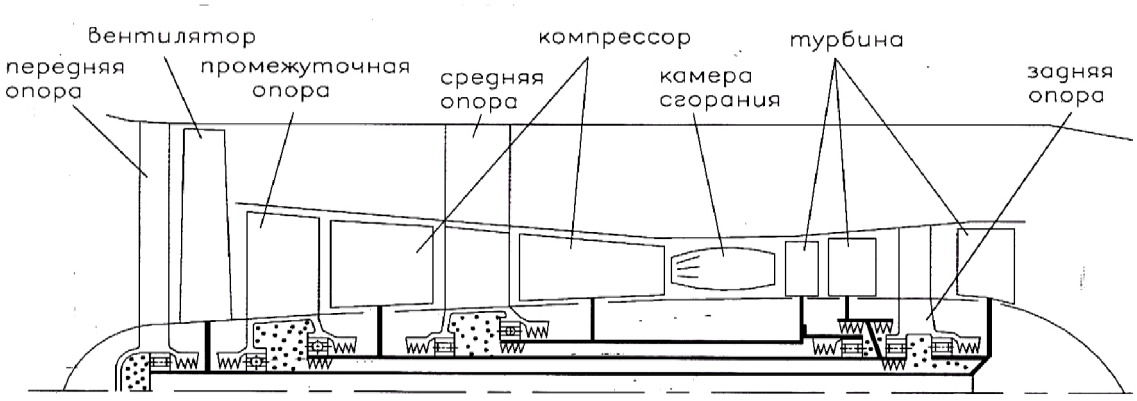


Рис. 2.2.2. Трехвальный ТРДД со смешением потоков

В состав такого ТРДД, помимо вентилятора и компрессора высокого давления, входит также компрессор среднего давления, приводимый во вращение от отдельной турбины. При этом число ступеней вентилятора обычно бывает от одной до трех, у КСД – 4…6, у КВД – 6…8.

Радиально-упорные шарикоподшипники роторов практически у всех ГТД устанавливают в компрессоре, в промежуточных корпусах, разделяющих каскады. Вторые опоры каждого ротора обычно размещают в зоне турбины.

2.2.6. Некоторые особенности компрессоров ТРДД с большой степенью двухконтурности

У современных ТРДД с большой степенью двухконтурности (m = 6-8), как правило, входной направляющий аппарат отсутствует. Передняя опора у них расположена за вентилятором. В этой опоре размещают радиально-упорный шариковый подшипник. Она же является основным силовым элементом, к которому подсоединены соответствующие элементы, необходимые для подвески двигателя на самолете. В такой опоре предусмотрено устройство,

разделяющее за вентилятором воздух на два потока, идущие соответственно во внутренний и в наружный контур двигателя. Выхлоп потоков из этих контуров раздельный.

Для внутреннего контура эта опора является межкаскадной. Из неё воздух поступает на вход в каскад компрессора, корпус которого присоединён к данной опоре.

У таких двигателей вентилятор обычно выполняют одноступенчатым и его рабочие лопатки имеют большую длину. При этом практически у всех современных ТРДД они выполнены широкохордными. Так как максимальная скорость на периферии этих лопаток имеет ограничение (не более 450м/с), то в корневой части вентиляторных лопаток создается относительно небольшой напор. Поэтому для улучшения работы компрессора после вентилятора устанавливают 3…5 подпорных ступеней. Их по возможности располагают перпендикулярно потоку для снижения осевой составляющей скорости и уменьшения напряжения в замках лопаток (рис. 2.2.3).

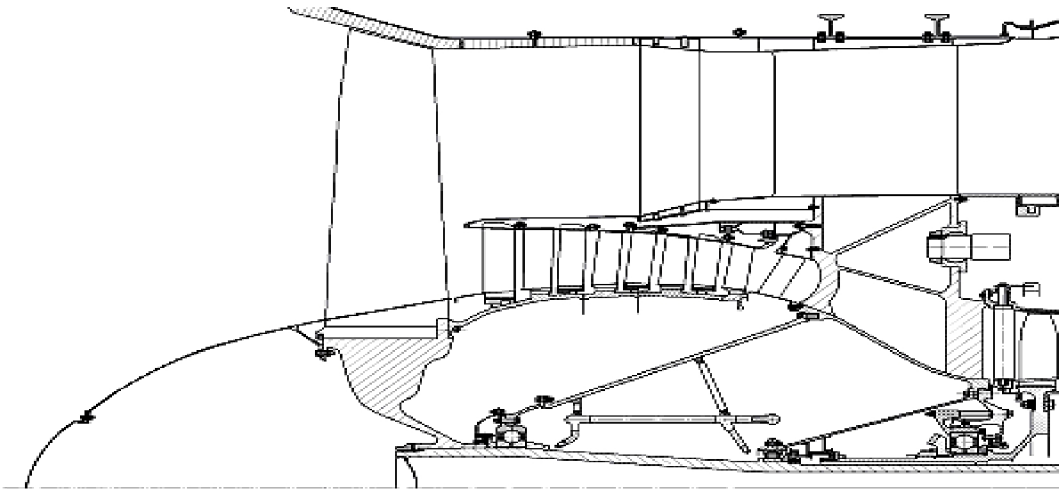


Рис. 2.2.3. Типичный каскад КНД двигателя с большой степенью двухконтурности

Уменьшение среднего диаметра лопаток подпорных ступеней и резкое искривление воздушного тракта в межкаскадной опоре производят для того, чтобы обеспечить приемлемую величину длины лопаток у последних ступеней компрессора ВД. (Уместно отметить, что такой конструктивный прием широко используют даже при отсутствии подпорных ступеней за вентилятором).

За рабочей лопаткой вентилятора в наружном контуре предусмотрен спрямляющий аппарат, предназначенный для обеспечения осевого выхода воздушного потока. В конструкции некоторых ТРДД лопаточную решетку спрямляющего аппарата используют в качестве элементов силовой связи корпуса КНД с наружной оболочкой вентилятора, имеющей консольный тип крепления.

2.2.7. Конструкция роторов осевого компрессора

2.2.7.1. Роторы барабанного типа

Барабан, на котором крепятся лопатки, может иметь форму цилиндра или усеченного конуса. Это зависит от выбранного закона профилирования проточной части компрессора в меридиональном сечении.

Для крепления лопаток на наружной части барабана прорезают кольцевые или продольные пазы. На торцах барабана устанавливают крышки с цапфами, которые опираются на подшипники.

Роторы такого типа являются тихоходными. У них невысокая несущая способность, и они допускают на среднем диаметре лопаток величину окружной скорости не более

250 м/с. Поэтому для получения необходимой степени повышения давления в компрессоре требуется повышенное число ступеней, что влечет за собой увеличение длины и массы компрессора. Ротор барабанного типа использован, например, в компрессоре двигателя ТВ2-117 (см. рис. 1.1.11).

Несмотря на простоту конструкции и ее технологичность, такие роторы не нашли широкого применения в ГТД. Иногда ротор барабанного типа используют в подпорных ступенях ТРДД с большой степенью двухконтурности (как это показано на рис. 2.2.3). Кроме этого, роторы барабанного типа применяют в малоразмерных ГТД .

2.2.7.2. Роторы дискового типа

Такие роторы состоят из последовательно расположенных дисков, к каждому из которых передается крутящий момент от вала компрессора (рис.2.2.4.).

На внешней части каждого диска (ободе) закреплены рабочие лопатки. В дисках выполнены центральные отверстия, определяемые диаметром приводного вала. Из условий прочности диски имеют развитые ступицы. Соединение ступиц с валом чаще всего у таких компрессоров осуществляют с помощью шлицев (для передачи крутящего момента). Пакет дисков с двух сторон стянут гайками.

Диски обладают большой прочностью и допускают на своём наружном диаметре окружные скорости до 360 м/с, а на среднем диаметре лопаток окружные скорости могут достигать 400 – 450 м/с. Поэтому ступени компрессора с дисковыми роторами являются высоконапорными.

Недостатками ротора дискового типа являются сравнительно небольшая поперечная жесткость и повышенная склонность к возбуждению колебаний дисков.

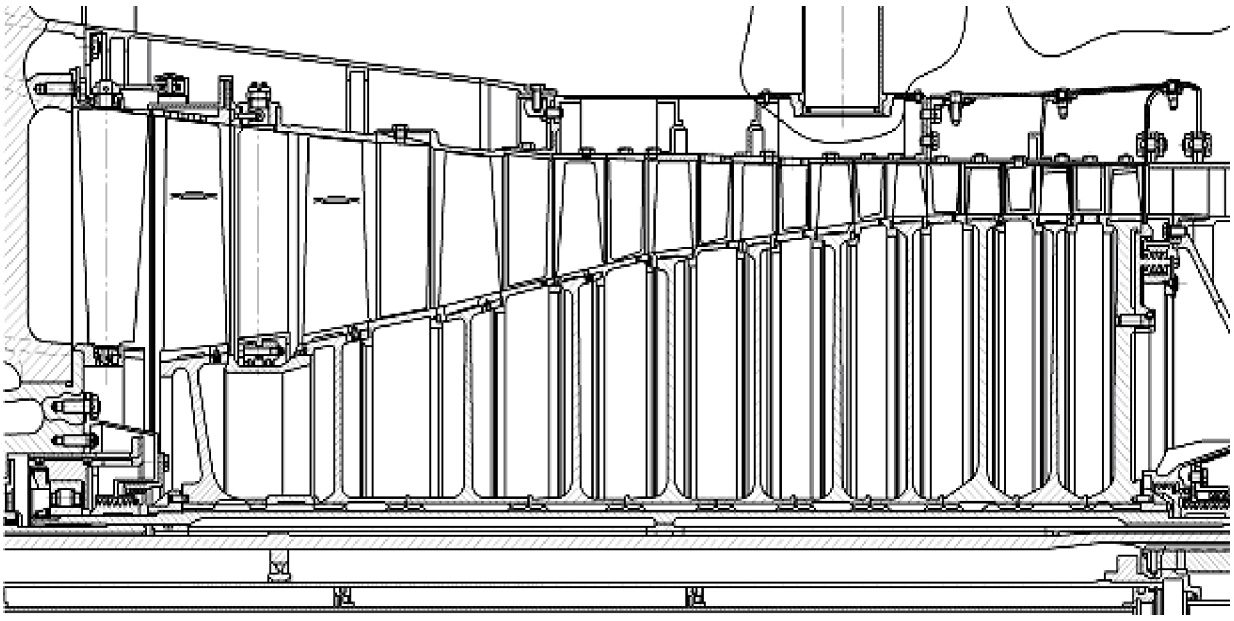


Рис. 2.2.4. Ротор компрессора дискового типа (двигатель Д-30КУ)

2.2.7.3. Роторы смешанного или барабанно-дискового типа

Такие роторы, сочетающие достоинства роторов барабанного и дискового типов, получили наибольшее распространение в ГТД.

Чаще всего ротор состоит из отдельных дисков, между которыми установлены кольцевые проставки. Такой ротор относительно прост в изготовлении, но так как он имеет большое число разъемов, то это приводит к снижению его жесткости и увеличению массы. Соединение секций осуществляют с помощью призонных болтов (рис.2.2.5), производя по-

следовательный их монтаж. При этом при помощи длинных болтов можно стягивать несколько секций одновременно. Отверстия для призонных болтов сверлят и развертывают либо совместно в сопрягаемых деталях, либо выполняют их с помощью кондуктора.

Для предотвращения возникновения вибраций у дисков большого диаметра в полотне диска выполняют центральное отверстие со ступицей. Это существенно повышает его жесткость и устраняет возможность возникновения опасных колебаний (как у круглой мембраны, закрепленной по краям).

В последние годы разработчики авиационных ГТД стали отдавать предпочтение неразъемным роторам смешанного типа. Для этого используют два метода их изготовления:

- посадка сопрягаемых элементов с натягом и фиксация их радиальными штифтами;
- соединение секций сваркой.

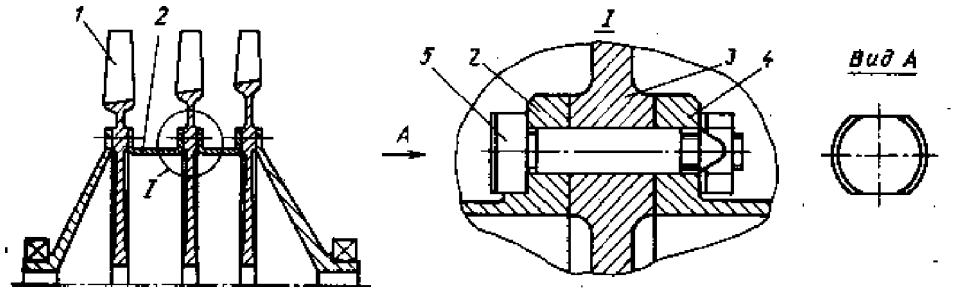


Рис. 2.2.5. Соединение дисков с проставками с помощью призонных болтов:
1 – рабочая лопатка; 2, 4 – междисковые проставки; 3 – диск; 5 – призонный болт

При соединении секций радиальными штифтами бурт одного диска запрессовывают в обод другого. Перед напрессовкой охватывающий диск нагревают до температуры более высокой (на ~50°С) по сравнению с рабочей величиной на максимальном режиме. Это делается для того, чтобы натяг в соединении сохранялся при любых условиях эксплуатации.

Из-за сложности этой технологии предпочтение отдают сварным роторам. К тому же они имеют наименьшую массу и наибольшую жесткость из всех возможных типов роторов. В качестве примера сварного ротора барабанно-дисковой конструкции на рис. 2.2.6 показан компрессор высокого давления ТРДД PW-6000.

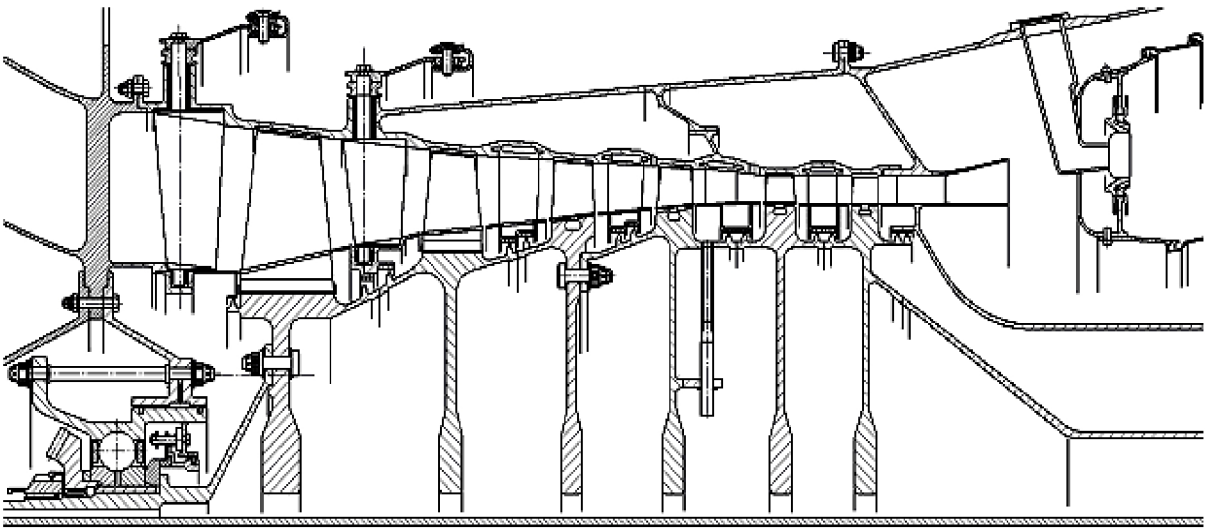


Рис. 2.2.6. Ротор компрессора барабанно-дискового типа

У этого ротора первые три ступени изготовлены из лёгкого титанового сплава, а последние – из стали. Поэтому они соединены между собой болтами (в связи с невозможностью сваривать разнородные металлы).

При использовании неразъемных роторов для обеспечения сборки компрессора его корпус обязательно должен иметь разъем в плоскости оси двигателя (т.е. продольный горизонтальный или вертикальный разъем).

2.2.8. Рабочие лопатки компрессора

Рабочие лопатки компрессора являются одними из наиболее ответственных его элементов. Функция лопаток рабочего колеса заключается в том, чтобы осуществлять механизм подвода энергии к воздуху в проточной части компрессора. Обтекание лопаток в решетке рабочего колеса компрессора является следствием его вращения за счёт крутящего момента, создаваемого турбиной. Окружная составляющая сил, приложенных к рабочим лопаткам компрессора, осуществляет подвод механической энергии к потоку воздуха, а осевая составляющая способствует его продвижению в тракте.

На рис. 2.2.7 показана широкохордная лопатка вентилятора, а на рис. 2.2.8 – рабочие лопатки компрессора.

Рис. 2.2.7. Лопатка вентилятора

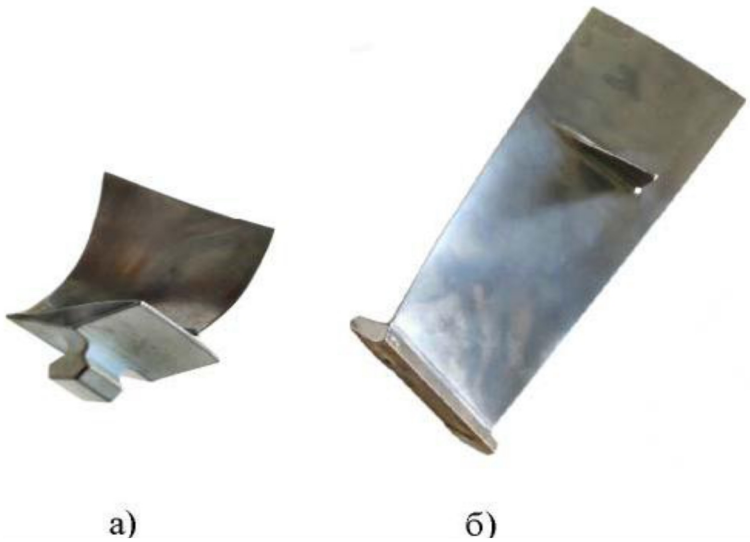


Рис 2.2.8. Лопатки компрессора:
а – лопатка с хвостовиком для установки её в кольцевом пазе диска или барабана; б – лопатка с хвостовиком типа «ласточкин хвост», имеющая антивибрационную полку

Если позволяет прочность, то на концах рабочих лопаток могут быть предусмотрены бандажные полки, образующие на периферии своеобразное «бандажное» кольцо. Оно удерживает лопатки от скручивания и улучшает аэродинамические характеристики лопаточной ступени.

А с целью исключения возможности возникновения автоколебаний в зоне средней части каждой лопатки предусматривают антивибрационные полки. Их располагают на лопатке с двух сторон практически перпендикулярно к её профилю (как показано на рис. 2.2.8 справа).

Соединение лопаток с дисками может быть осуществлено несколькими способами. Этот вопрос будет рассмотрен детально, так же, как и основные требования, предъявляемые к рабочим лопаткам.

2.2.8.1. Основные требования, предъявляемые к рабочим лопаткам

1. Конструкция лопаток и применяемый материал, из которого они изготовлены, должны иметь достаточную прочность и жесткость, т.к. действующие на лопатку центробежные и газовые силы вызывают значительные напряжения, растяжения, изгиба и кручения.

2. Конструкция должна обеспечивать возможность точного изготовления лопаток и требуемой чистоты обработки поверхности пера (R_a 0,32). Это связано с тем, что чистота обработки профильной части лопатки оказывает существенное влияние как на прочность самой лопатки, так и на КПД компрессора. Наличие даже мельчайших рисок, особенно на входных и выходных кромках лопаток, в процессе эксплуатации двигателя может явиться причиной появления трещин и поломок лопаток. Поэтому поверхность пера лопатки полируют практически до зеркального блеска, и особенно тщательно обрабатывают кромки лопатки.

3. Профильная часть лопатки должна иметь высокий уровень аэродинамического качества, так как это существенно влияет на КПД компрессора.

4. Конструкция лопатки должна исключать возможность возникновения вибраций с большими амплитудами в диапазоне рабочих режимов двигателя. Разброс частот собственных колебаний лопаток одной ступени не должен превышать 4%.

5. Лопатка должна иметь минимально возможную массу хвостика. При этом геометрические размеры полки хвостика должны обеспечивать размещение на ней корневого профиля пера лопатки без его свисания.

6. Конструкция хвостика лопатки должна обеспечивать удобство монтажа и возможность замены лопатки в случае ее повреждения. Для снижения массы лопаток (и центробежных сил) их выполняют с уменьшающейся по длине хордой и толщиной, так что площадь концевого сечения лопатки в 2…3 раза меньше, чем у корневого. Однако жесткость лопатки любой ступени должна быть достаточной.

2.2.8.2. Соединение лопаток с дисками

Указанное соединение представляет собой сочетание хвостика лопатки и продольных или кольцевых пазов на ободе диска (или поверхности барабана).

Конструкция соединения должна обеспечивать возможность размещения необходимого количества лопаток по окружности и создавать необходимую прочность крепления лопаток в дисках при минимальной массе ротора. Кроме того, должна быть обеспечена высокая точность установки лопаток в каждом диске и неизменность их положения в работе.

Конструкция соединения рабочих лопаток с дисками должна обеспечивать приемлемую технологичность при изготовлении его элементов, обеспечивать простоту сборки и возможность замены лопаток.

2.2.8.2.1. В компрессоре наибольшее распространение получило соединение лопаток с дисками типа «ласточкин хвост» (рис.2.2.8, *б*).

Трапециевидный замок «ласточкин хвост» прост в исполнении, так как имеет всего две рабочие поверхности. Нормативными документами предусмотрено использование хвостовика с углом при вершине 40°, 60° и 90°. Используются три типа сопряжения профильной час-

ти лопатки с хвостовиком «ласточкин хвост» (рис. 2.2.9). Первые два типа применяют наиболее широко и они регламентированы отраслевым стандартом.

Максимальную предельную центробежную силу замок выдерживает (т.е. не разрушается и деформируется в допустимых пределах) при углах α, близких к 60°.

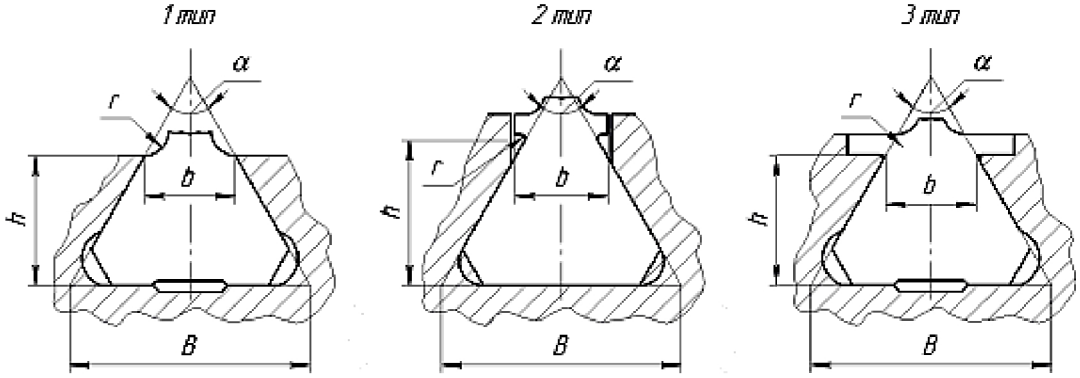


Рис. 2.2.9. Конструктивные исполнения замка типа «ласточкин хвост»

Как правило, лопатки в пазы диска устанавливают с зазором 0,01 – 0,04 мм. При этом может происходить качка лопаток в окружном направлении при низких режимах работы, а при высоких оборотах центробежные силы плотно прижимают хвостовик лопатки к пазам в диске и крепление становится жестким.

Для облегчения монтажа на хвостовик лопатки гальваническим способом наносят слой меди (толщиной 3 – 5 мкм), который при запрессовке лопаток служит своеобразной «смазкой».

Так как аэродинамические силы пытаются выталкивать лопатки в сторону входа воздуха в ступень, а центробежные силы могут смещать их по наклонному пазу, то очевидно, что каждую лопатку необходимо зафиксировать в осевом направлении. В случае продольных пазов в диске фиксация может осуществляться:

- индивидуальными отгибаемыми пластинами,
- штифтами,
- кольцами (групповая фиксация).

2.2.8.2.2. На рис. 2.2.10 показано несколько вариантов фиксации лопатки с помощью отгибаемых пластин.

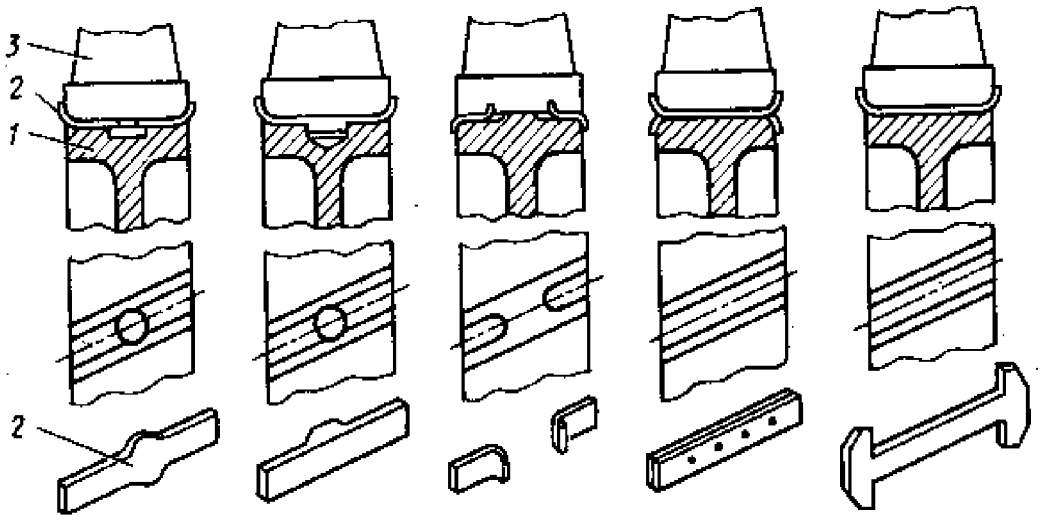


Рис. 2.2.10. Осевая фиксация лопаток с помощью отгибаемых пластин
1 – обод диска; 2 – отгибаемая пластина; 3 – лопатка

Чаще всего фасонную часть пластины устанавливают в углубление обода диска, а края пластины отгибают с двух сторон на лопатку. Но углубление для фасонной части пластины можно выполнять в хвостовике лопатки, а края пластины отгибать на обод диска. Можно также использовать сложную пластину, сваренную из двух прямолинейных простых пластин. Отгибку краев сложной пластины производят так: одной – на лопатку, а второй – на диск.

Иногда используют крестообразные отгибаемые пластины. Для них на торце хвостовика лопатки предусмотрен крестообразный паз. Продольные концы соответствующей пластины, вставляемой в такой паз, отгибают на обод диска.

2.2.8.2.3. На рис. 2.2.11 приведен пример индивидуальной фиксации каждой лопатки с помощью штифтов.

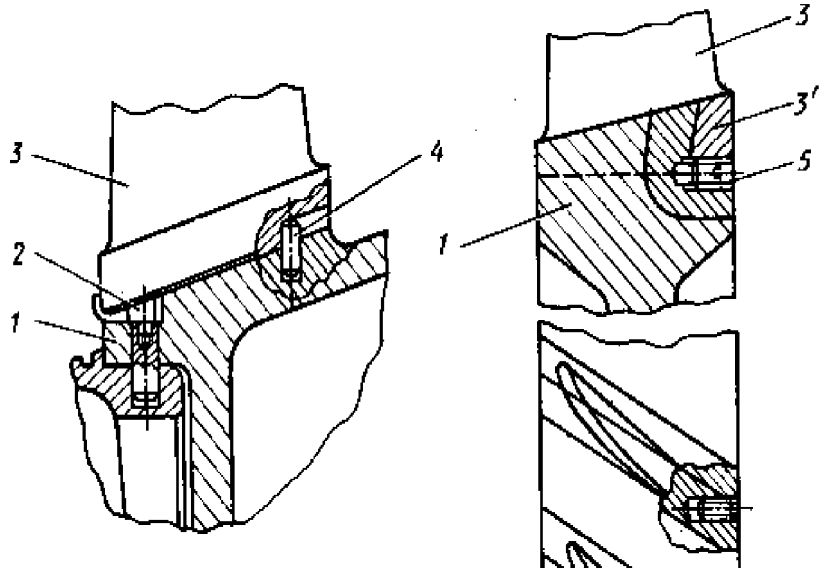


Рис. 2.2.11. Осевая фиксация лопаток штифтами:
1 – обод диска; 2 – пластина; 3, 3^1 – лопатка; 4 –простой штифт; 5 – резьбовой штифт

2.2.8.2.4. На рис. 2.2.12 показан способ групповой фиксации лопаток от осевого перемещения с помощью пружинящего разрезного кольца.

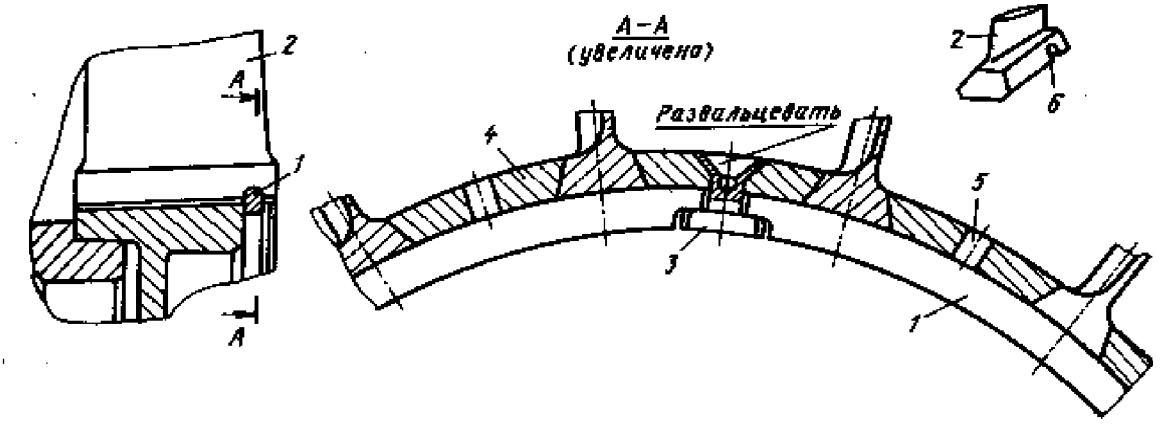


Рис. 2.2.12. Групповая фиксация лопаток с помощью разрезного кольца:
1 – разрезное кольцо; 2 – лопатка; 3 – стопор; 4 – диск; 5 – технологическое отверстие для сжатия кольца при демонтаже; 6 – канавка, проточенная в лопатке и в диске (под кольцо)

2.2.8.2.5. В некоторых компрессорах для соединения лопаток с диском используют шарнирное крепление (рис. 2.2.13).

В зависимости от конструкции шарнирного соединения в ободе диска выполняют одну или две кольцевых проточки, в которые вставляют хвостовики лопаток. Последние соединяют с «проушинами» диска с помощью вставляемой оси, которую надёжно фиксируют от выпадения из соединения лопатки с диском.

По условиям прочности осей и проушин шарнирное крепление можно применять только при умеренных окружных скоростях на периферии лопаток (не более 320 м/с).

Шарнирное соединение позволяет установить лопатку в плоскости вращения так, что под действием газодинамической силы и силы инерции она, поворачиваясь на шарнире, установится не радиально, а под некоторым углом к радиусу. Под влиянием переменной величины указанных сил лопатка будет покачиваться.

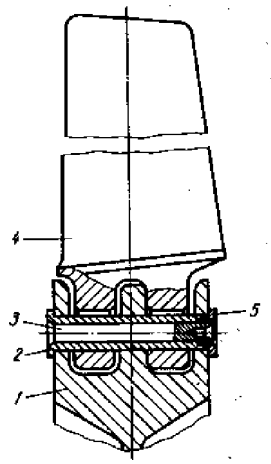


Рис. 2.2.13. Схема шарнирного крепления лопатки к диску:
1 – обод диска; 2 – штифт;
3 – заклёпка; 4 – лопатка;
5 – втулка

2.2.8.2.6. В роторах компрессоров барабанного типа или в сварных роторах барабанно-дискового типа для крепления лопаток используют хвостовики с так называемым кольцевым элементом соединения. Лопатка с таким хвостовиком показана на рис.2.2.8, *а*).

В ободе диска (в барабане) для крепления лопаток выполняют кольцевые пазы, соответствующие конфигурации и геометрическим размерам хвостовика лопатки.

Очевидно, что такой способ крепления лопаток отличается значительно меньшей трудоёмкостью по сравнению с ранее рассмотренными, т.е. он является более технологичным.

Монтаж рабочих лопаток каждой ступени в обод диска (в барабан) осуществляют через специальное окно, позволяющее радиально завести хвостовик лопатки в упомянутый кольцевой паз (рис. 2.2.14). Далее лопатку перемещают в окружном направлении. Траекторию ее движения определяет хвостовик, перемещаемый в кольцевом пазе. Таким же образом через указанное окно поочерёдно в кольцевой паз заводят все лопатки так, чтобы их полки смыкались. При этом в четырех- шести местах по окружности внутри паза между хвостовиками устанавливают вкладыши, аналогичные по конфигурации хвостовику лопатки. Они предназначены для осуществления фиксации лопаток от проворачивания при воздействии на них сил давления воздушного потока.

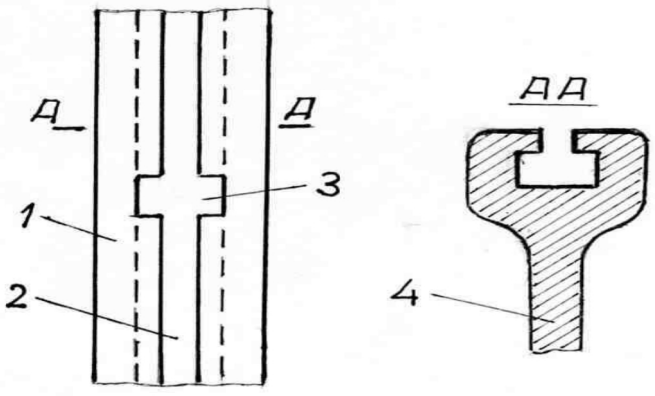


Рис. 2.2.14. Кольцевой паз в диске для введения хвостовиков лопаток:
1 – фрагмент развёртки наружной поверхности диска; 2 – продольный кольцевой паз в ободе диска;
3 – окно для поочерёдного введения лопаток в паз; 4 – полотно диска

Последний вкладыш заводят в паз между хвостовиками первой и самой последней лопаток. Затем после заведения в кольцевой паз хвостовика последней лопатки производят незначительное окружное смещение всей лопаточной решетки (в обратном направлении) с тем, чтобы полки первой и последней лопаток сошлись на середине входного окна. Сами вкладыши фиксируют с помощью вворачиваемого в них штифта.

Нижний конец каждого штифта входит в специально предусмотренное отверстие в ободе диска (барабане), а верхний – развальцовывают, чтобы исключить возможность самопроизвольного выворачивания штифта из вкладыша. Для обеспечения возможности постановки фиксирующих штифтов в полках лопаток выполнены фрезеровки (в зоне соответствующих им стыков), как показано на рис. 2.2.15.

В последние годы разработчики ГТД начинают всё более широко использовать данный тип крепления рабочих лопаток компрессора, особенно в зоне последних его ступеней.

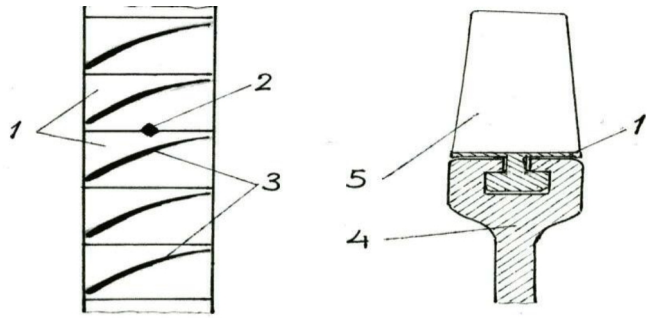


Рис. 2.2.15. Соединение лопаток с диском при кольцевом пазе:
1 – полка лопатки; 2 – место установки фиксирующего штифта;
3 – профиль лопатки в корневом сечении; 4 – диск; 5 – перо лопатки

2.2.8.3. О конструкции роторов, изготавливаемых по технологии Blisk и Bling

В последнее время в конструкции авиационных ГТД начинают использовать роторы, выполненные по технологиям Blisk и Bling. Blisk – означает диск, выполненный как единое целое с рабочими лопатками (моноколесо), а Bling – кольцо, выполненное заедино с лопатками (рис. 2.2.16).

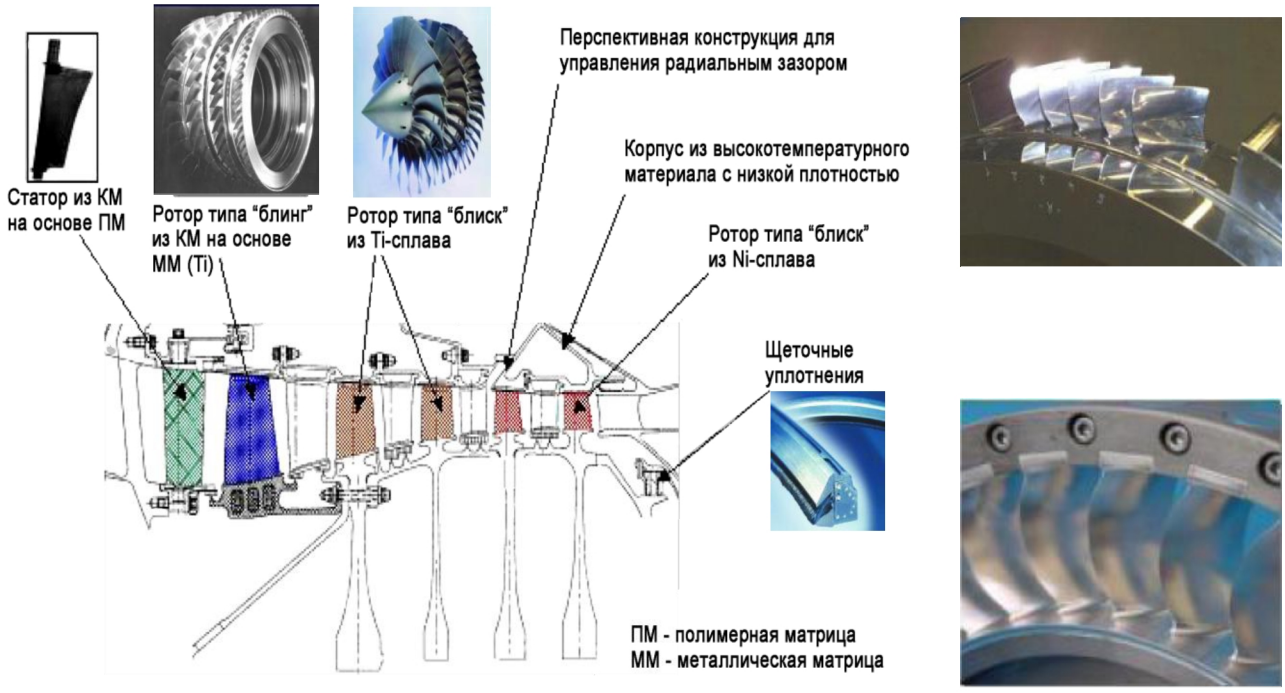


Рис. 2.2.16. Перспективные решения в конструкции компрессоров

Использование данных технологий позволяет существенно снизить массу ротора, уменьшить количество входящих в него деталей, сохранить балансировку в процессе эксплуатации в течение заданного ресурса. Так, например, роторы, выполненные по технологии Bling, по сравнению с обычными конструкциями имеют на 20…30% меньшую массу и улучшенные динамические характеристики.

Однако приведенные конструктивные решения требуют дорогостоящей технологии. Такие роторы изготавливают: электрохимическим методом, фрезерованием или сваркой. Перспективным является метод спекания металлических порошков в специальных разовых капсулах (типа пресс-форм).

Но несомненно, что в будущем конструктивные решения с использованием технологий Blisk и Bling найдут самое широкое применение в авиационных ГТД даже несмотря на то, что для таких конструкций характерна сравнительно низкая ремонтопригодность (так, например, при поломке одной лопатки придётся заменять всё колесо или часть барабана).

2.2.9. Корпусы осевых компрессоров

У ГТД в состав статора компрессора входит несколько корпусов:

- передний корпус, совмещенный с ВНА (при его наличии),
- разделительные корпусы между каскадами компрессора,
- наружные корпусы отдельных каскадов компрессора, представляющие собой цилиндрические или конические оболочки, к которым изнутри крепятся лопатки направляющих и спрямляющих аппаратов,
- корпус наружного контура (у ТРДД).

2.2.9.1. Передний корпус

У двигателей с ВНА последний составляет основу переднего корпуса. Он соединяет встроенную внутри него переднюю опору ротора с наружной оболочкой двигателя. Спереди к ВНА прикрепляют внутренний конический обтекатель входного устройства (именуемый – «кок»).

Если в конструкции двигателя отсутствуют ВНА, то переднюю опору ротора размещают за рабочим колесом первой ступени, за вентилятором или за подпорными ступенями. В такой схеме для передачи усилий от подшипников на корпус двигателя иногда используют и лопатки спрямляющего аппарата.

2.2.9.2. Разделительные корпусы между каскадами компрессора

2.2.9.2.1. У двухкаскадных ГТД между роторами компрессоров НД и ВД устанавливают разделительный межкаскадный корпус. В нем размещают упорные шарикоподшипники этих роторов и центральный привод, осуществляющий отбор мощности от ротора КВД и передачу её к коробке приводов. Такой разделительный корпус именуют средней опорой двигателя. К этой опоре снизу или сбоку (а у ТРД иногда и сверху) прикрепляют коробку приводов, на которой размещают агрегаты, обеспечивающие функционирование двигателя (стартер, топливные и масляные насосы и др.), а также некоторых самолетных систем (электрогенераторы, насосы гидравлической системы).

У двухвальных ГТД средняя опора является основным силовым элементом двигателя. Эта опора воспринимает силовые потоки как от осевых и радиальных нагрузок, действующих в турбокомпрессоре на роторы НД и ВД, так и основные нагрузки, действующие на статор (часть осевых нагрузок воспринимает задняя подвеска двигателя). На средней опоре размещены основные элементы крепления двигателя к самолету.

Поскольку данная опора должна обеспечивать возможность протекания по тракту компрессора требуемого расхода воздуха с минимально возможными гидравлическими потерями, то в ее конструкции в качестве радиальных силовых связей используют профилированные стойки, получившие название «рёбер». Их бывает от 6 до 12. Их поверхность тщательно обрабатывают с целью снижения гидравлических потерь потока воздуха в каналах.

На рис. 2.2.17 показана конструктивная схема средней опоры двухвального ТРД (в поперечном сечении).

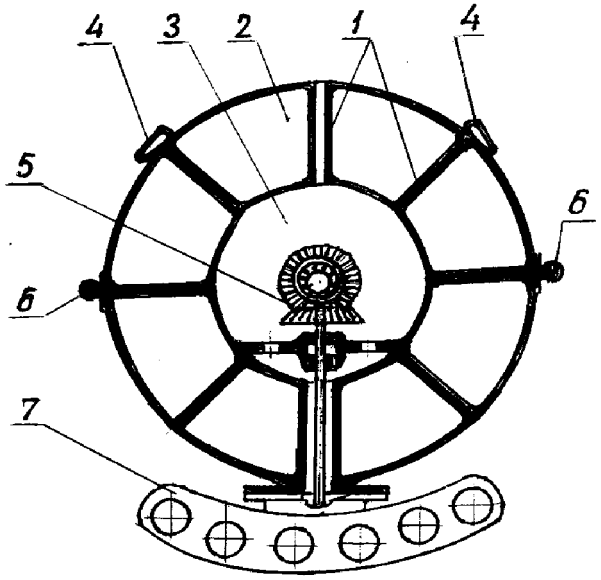


Рис. 2.2.17. Средняя опора двухвального ТРД:
1 – ребро; 2 – воздушный канал; 3 – масляная полость; 4 – серьга для подвески двигателя к самолету; 5 – центральный привод; 6 – бобышка для транспортировки; 7 – коробка приводов агрегатов (КПА)

Часть ребер в опоре выполняют пустотелыми и через них прокладывают необходимые коммуникации (воздушные, масляные, электрические). Наибольшее внутреннее проходное сечение имеет нижнее ребро, так как через него проходит рессора, передающая крутящий момент от ротора турбокомпрессора к коробке приводов агрегатов. Кроме того, через это полое ребро осуществляют слив масла из масляной полости средней опоры в коробку приводов агрегатов.

Такую опору у ТРДД для дозвуковых самолётов обычно изготавливают литьем из лёгкого магниевого сплава, а у двигателей для сверхзвуковых самолётов – из титановых сплавов. Средняя опора состоит из двух частей: собственно корпуса и передней крышки. В последней размещают упорный шарикоподшипник ротора НД. Необходимость введения крышки в конструкцию рассматриваемой опоры связана с обеспечением возможности сборки данного узла, включающего не только подшипники и уплотнения, но также и центральный привод. Для герметизации стыка крышки с корпусом опоры используют двойные резиновые кольца. В центральной части крышки рядом с упомянутым подшипником и в корпусе опоры (около упорного подшипника ротора ВД) предусмотрены уплотнения масляной полости с целью предотвращения возможных утечек масла.

В передней и задней частях средней опоры на наружных диаметрах предусмотрены кольцевые фланцы для соединения этого узла с корпусами соответствующих каскадов компрессора.

2.2.9.2.2. У двухвального ТРДД со смешением потоков (НК-22) основным отличием конструкции средней опоры от рассмотренной опоры ТРД заключается в том, что ее силовой корпус замыкается на внешнюю оболочку двигателя. Поэтому для прохода воздуха в наруж-

ном контуре предусмотрен концентричный кольцевой пояс с ребрами, связывающими в силовой схеме корпусные детали внутреннего и наружного контуров ТРДД.

Конструктивно у такой опоры наружный корпус может быть выполнен в виде отдельного узла. Но чаще всего средняя опора у ТРДД рассматриваемого типа имеет вид сложного корпуса, выполненного в виде единой отливки.

Поскольку у рассматриваемой опоры должны быть предусмотрены два яруса каналов для прохода воздушных потоков внутреннего и наружного контуров, то в её конструкции спереди и сзади имеются фланцы для соединения опоры со смежными узлами компрессора и вентилятора.

КПА крепят снаружи к корпусу средней опоры также с помощью фланцев. Воздушные каналы внутреннего и наружного контура в этой опоре разделены перегородками.

В том случае, если на входе в КВД предусмотрена установка регулируемого направляющего аппарата, то последний прикрепляют к внутреннему корпусу средней опоры.

В конструкции некоторых двигателей предусмотрена установка контактных термопар у наружных обойм радиально-упорных шариковых подшипников, выдающих предупредительный сигнал об их перегреве (при достижении максимально допустимой температуры, например 250^{o}C). Провода, связывающие эти термопары с соответствующими преобразовательными устройствами, прокладывают внутри полых рёбер опоры.

2.2.9.2.3. У трехвального ТРДД со смешением потоков среднюю опору размещают между КСД и КВД. На рис. 2.2.18 показан разрез верхней части такой опоры.

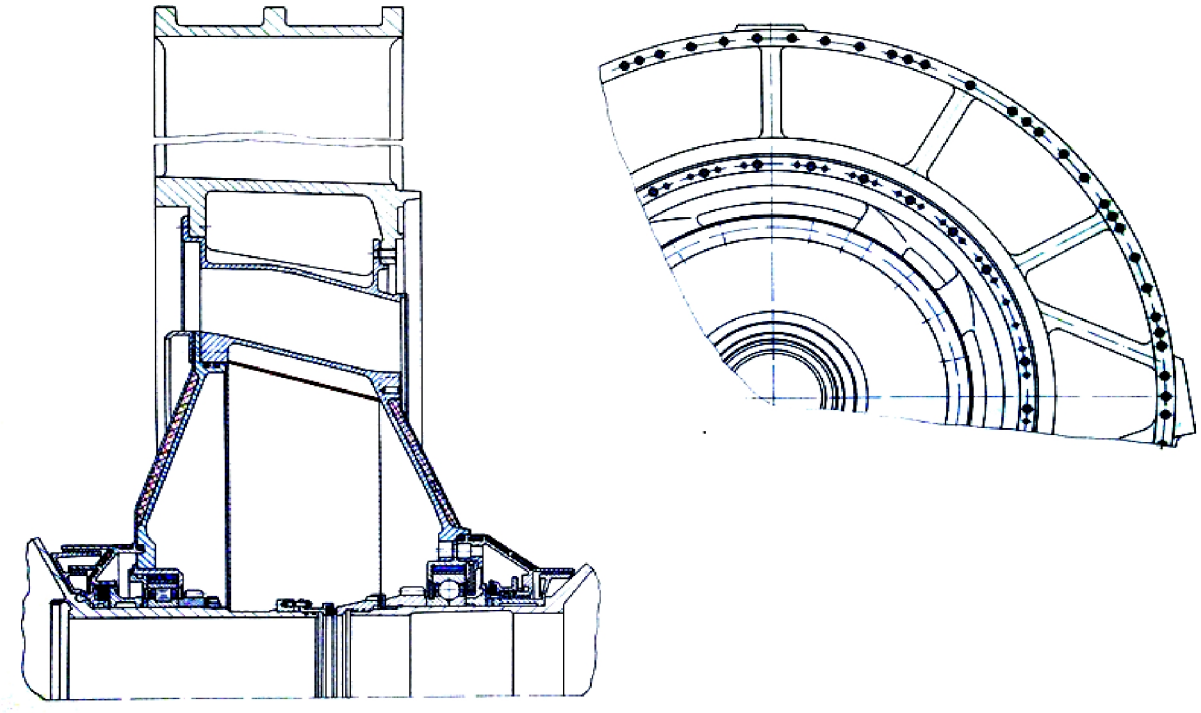


Рис. 2.2.18. Средняя опора трёхвального двигателя НК-25

По конструкции она практически не отличается от средней опоры двухвального ТРДД. Но в передней части её конструкции (в крышке) размещен роликовый подшипник ротора СД (вместо шарикового подшипника ротора НД в схеме двухвального ТРДД). Других принципиальных отличий в конструкциях средней опоры двух- и трёхвальных ТРДД (например, НК-22 и НК-25) нет.

Следует отметить, что из-за наличия центрального привода в нижней части средней опоры её конструкция асимметрична, что видно из сравнения рис. 2.2.18 и 2.2.19.

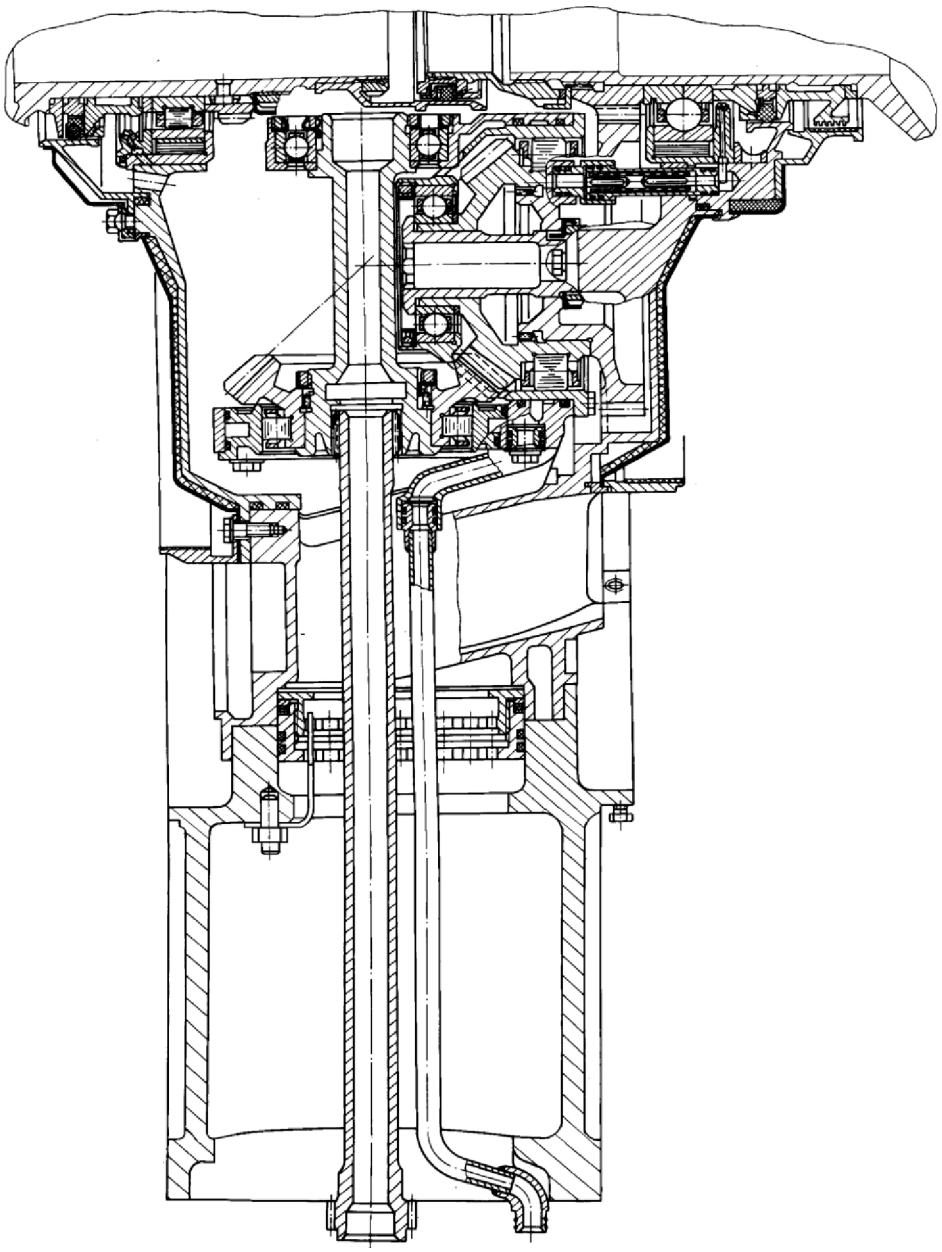


Рис. 2.2.19. Размещение центрального привода в средней опоре двигателя НК-25

2.2.9.2.4. У трёхвального двигателя НК-25 в связи с тем, что у него вращение валов роторов обеспечено с помощью восьми подшипников (вместо пяти у двухвального ТРДД), возникает необходимость введения дополнительной опоры.

Именно с целью разделения каскадов роторов компрессоров НД и СД у трехвального ТРДД (с ВНА) возникла необходимость введения промежуточной опоры. В ней размещают упорные шарикоподшипники указанных роторов. Кинематическая схема такого двигателя приведена на рис. 2.2.2.

2.2.9.3. Наружные корпусы отдельных каскадов компрессора

2.2.9.3.1. Корпусы каскадов компрессора представляют собой тонкостенные тела вращения (оболочки), внутри которых закреплены лопатки направляющих и спрямляющих аппаратов. К торцам корпусов приварены кольцевые фланцы, с помощью которых эти корпусы спереди соединяют стяжными болтами с соответствующими корпусами межкаскадных опор, а на выходе из компрессора – с корпусом камеры сгорания. Корпусы каскадов компрессора

совместно с ротором и воздушными каналами опор оформляют проточную часть компрессора.

Ниже приведен перечень основных требований, предъявляемых к наружным корпусам каскадов компрессора:

- прочность, обеспечивающая непробиваемость стенки при обрыве рабочей лопатки;
- достаточная жесткость (изгибная и окружная), исключающая потерю устойчивости;
- герметичность стыков;
- технологичность, ремонтопригодность;
- минимальная масса.

2.2.9.3.2. По конструкции корпусы каскадов компрессора бывают неразъемными и разъемными. Неразъемные корпусы сравнительно просты в изготовлении, обладают относительно малой массой. Они имеют равномерную жесткость по окружности, что позволяет обеспечить минимальный радиальный зазор между ротором и статором. Однако при таком корпусе монтаж направляющих аппаратов и ротора компрессора исключительно сложен, т.к. вводить их в корпус можно только с переднего торца.

В связи с этим наибольшее распространение получили разъемные корпусы каскадов компрессора.

а) Корпус с продольным разъемом схематично показан на рис. 2.2.20.

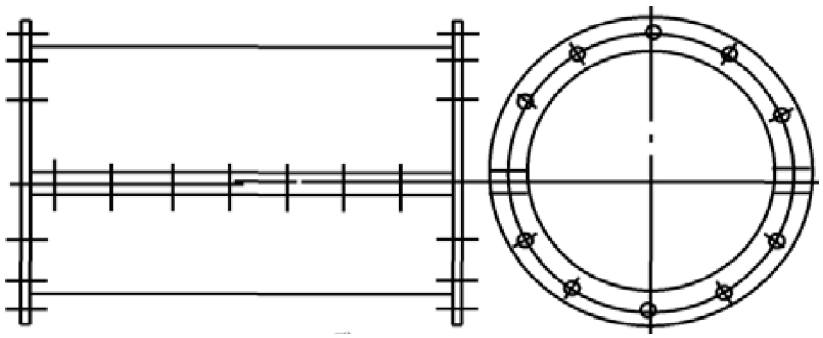


Рис. 2.2.20. Схема корпуса каскада компрессора с продольным разъёмом

Продольный разъём статора компрессора может быть не только в горизонтальной плоскости, но и в вертикальной. Использование разъёмного корпуса позволяет облегчить сборку каскада компрессора с уже отбалансированным ротором. Направляющие аппараты устанавливают в половинках корпуса. В одну из них укладывают ротор, накрывают второй частью корпуса и обе половинки стягивают болтами на продольных фланцах. На таком корпусе иногда делают продольные ребра жесткости.

б) Корпус с поперечными разъемами показан на рис.2.2.21.

Такой тип корпуса используют чаще. Он позволяет использовать секции, изготовленные из различных материалов (например, титановые сплавы и стальные). Корпус с поперечными разъемами можно применять только с разъемными роторами. Сборку осуществляют, последовательно устанавливая поочерёдно по одной ступени РК и НА с соответствующей частью корпуса.

Корпусы с поперечными разъёмами имеют высокую ремонтопригодность, но они проигрывают по массе. Кроме того, из-за множества разъемов трудно обеспечить требуемую герметичность стыков.

Дополнительные фланцы увеличивают объем и сложность механической обработки, вызывают необходимость фиксации и центровки частей корпуса. Для обеспечения герметич-

ности стыков предусматривают тщательную обработку фланцев по стыкуемым поверхностям и установку необходимого количества болтов. В зоне первых ступеней компрессора на фланцах шаг крепежа берут в диапазоне 6…10 d (где d – диаметр болта) и уменьшают его к выходу из компрессора, т.е. по мере повышения величины давления воздуха в тракте.

Для исключения прогиба фланца при затяжке гаек его толщина должна быть равна двум-трем толщинам стенки корпуса.

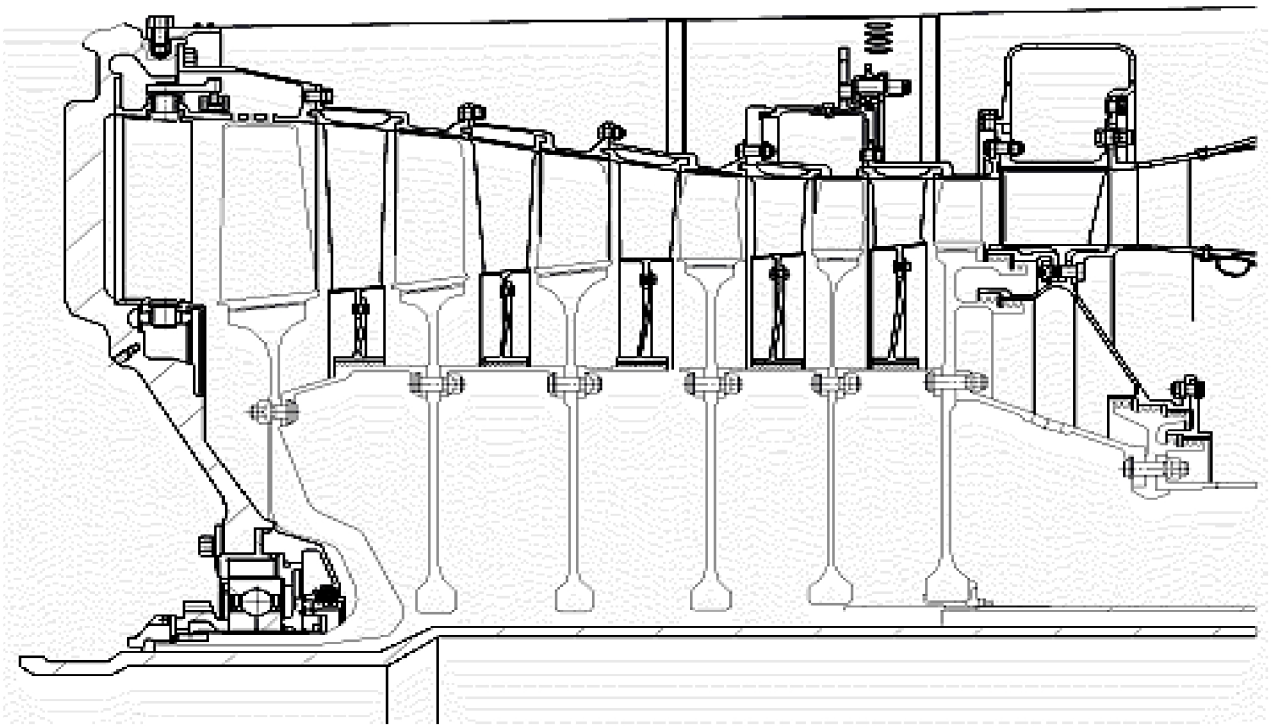


Рис. 2.2.21. Корпус КВД двигателя НК-8 с поперечными разъемами

2.2.9.3.3. По способу изготовления корпусы бывают литые и сварные. Из алюминиевых или магниевых сплавов корпусы изготавливают путем литья (толщина не менее 6 мм). Сварные корпусы изготавливают из листовой стали или из титанового сплава (с толщиной стенок 1,5…3 мм).

Для обеспечения в процессе эксплуатации возможности контроля за состоянием лопаток компрессора на корпусе выполняют специальные лючки со съемными крышками.

2.2.9.3.4. В конструкции некоторых двигателей корпусы отдельных каскадов компрессора выполнены с двойной стенкой. Так, например, на рис. 2.2.6 показан КВД двигателя PW-6000. Здесь использован принцип разделения функций:

– наружная стенка КВД включена в силовую схему двигателя и воспринимает соответствующие осевые и радиальные нагрузки ;

– внутренняя стенка несет на себе направляющие аппараты и нагружена только газовыми силами в воздушном тракте компрессора.

В такой схеме резко уменьшаются деформация НА и может быть задана минимально возможная величина радиальных зазоров. В итоге может быть обеспечен более высокий КПД компрессора, сохраняемый при большой наработке двигателя (более 5000 ч). Но при этом, естественно, имеет место незначительный проигрыш по величине массы компрессора и его стоимости.

2.2.9.3.5. Ниже на рис. 2.2.22 показаны способы центрирования фланцев соединяемых корпусов.

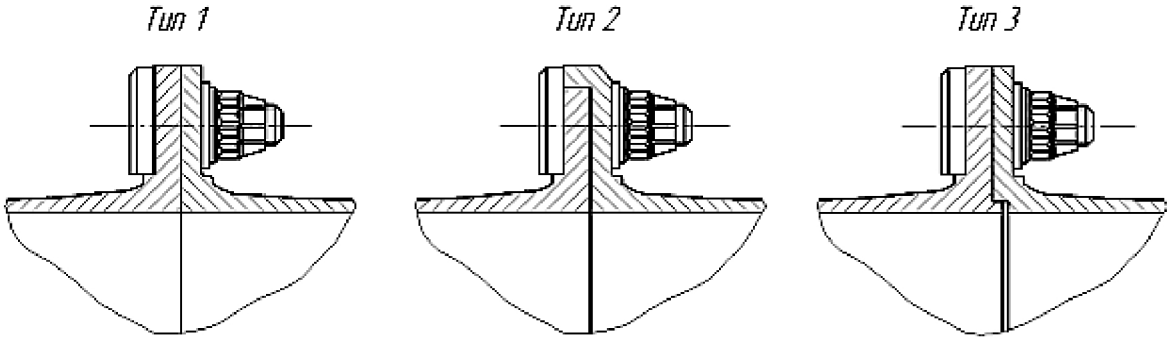
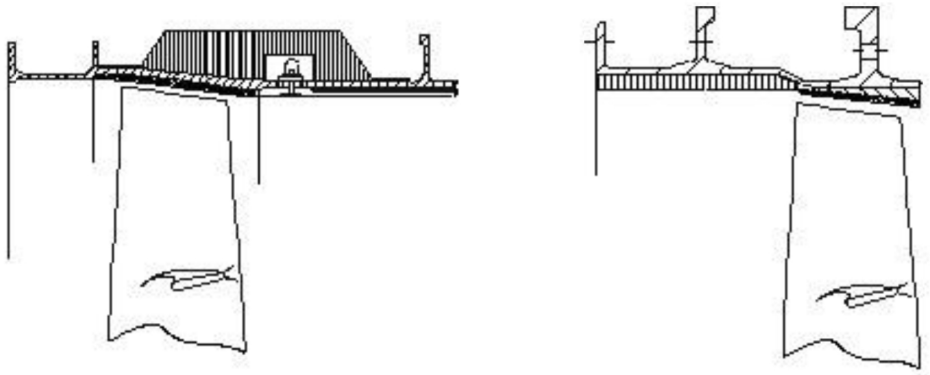


Рис. 2.2.22. Типы фланцевых соединений корпусов:
тип 1 – с центрированием болтами (штифтами);
тип 2 – с центрированием по наружной центрирующей поверхности;
тип 3 – с центрированием по внутренней центрирующей поверхности

2.2.9.4. Обеспечение непробиваемости корпуса

Требование обеспечения высокой надежности двигателя предусматривает локализацию возможных разрушений ротора компрессора. Наиболее сложной является задача непробиваемости корпуса в случае обрыва лопатки вентилятора, особенно в ТРДД с большой степенью двухконтурности. Так, лопатка вентилятора с массой более 6 кг создает центробежную силу до 600 кН. На случай обрыва такой лопатки для предотвращения разрушения корпуса в этой зоне концентрично с ним следует устанавливать удерживающее кольцо, изготовляемое из вязкого, ударопоглощающего материала (рис. 2.2.23, *а*).

Эффективным средством обеспечения непробиваемости корпуса является введение у него снаружи (непосредственно в зоне лопатки) поперечного ребра жесткости, как показано на рис. 2.2.23, *б*, или соединительного фланца. Приведенные конструктивные решения использованы в наружных оболочках вентилятора у двигателей CFM56-5C и CFM56-3 соответственно.



а) б)

Рис. 2.2.23. Усиление корпуса вентилятора для обеспечения его непробиваемости

2.2.10. Направляющие и спрямляющие аппараты

Направляющими аппаратами называют кольцевые наборы профилированных лопаток, устанавливаемых перед рабочими лопатками компрессора или вентилятора.

Спрямляющие аппараты также представляют собой кольцевые наборы профилированных лопаток. Они предназначены для раскрутки потока воздуха за последним колесом компрессора (или вентилятора), а также для преобразования кинетической энергии потока в потенциальную, т.е. в давление.

Лопатки НА и СА подвержены изгибу и кручению от действия газодинамических сил. ВНА и в ряде случаев лопатки спрямляющих аппаратов используют в качестве радиальных связей между корпусами подшипников и наружным силовым корпусом двигателя. За счёт этого в таких лопатках происходит их дополнительное нагружение, иногда весьма значительное.

Лопатки НА и СА прикрепляют либо непосредственно к корпусу компрессора, либо к промежуточным кольцам или полукольцам, которые затем устанавливают в соответствующий корпус компрессора. Выбор способа крепления лопаток должен обеспечивать необходимую жесткость, высокую точность, идентичность и неизменность их установки для всех изготавливаемых компрессоров, а также удобство сборки данного узла.

2.2.10.1. Консольное крепление лопаток

При консольном способе лопатки жестко крепят только к наружному корпусу (или к промежуточным кольцам). Для этого у лопаток предусмотрены полочки прямоугольной формы или типа «ласточкин хвост». При использовании полочек типа «ласточкин хвост» лопатки необходимо устанавливать в корпус с натягом. В случае прямоугольной формы полочек фиксацию лопаток относительно корпуса осуществляют пайкой или с помощью болтов небольшого диаметра (рис.2.2.24).

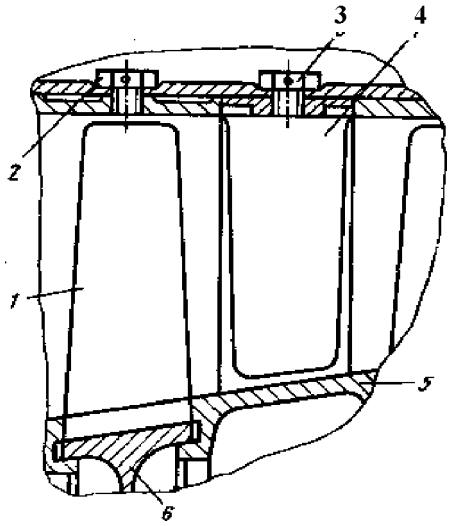


Рис. 2.2.24. Крепление консольных лопаток НА с помощью болтов:
1 – рабочая лопатка; 2 – болт крепления рабочего полукольца к корпусу; 3 – болт крепления лопатки НА к корпусу; 4 – лопатка НА; 5 – трактовое кольцо ротора; 6 – диск

Направляющие аппараты с консольным креплением лопаток используют в сочетании с роторами, у которых контур проточной части образован трактовыми кольцами или барабанными буртами (т.е. в схеме с «гладким» воздушным трактом).

Для уменьшения перетекания воздуха через радиальный зазор между торцами лопаток и поверхностью ротора величина этого зазора должна быть минимально возможной. Ее выбирают с учетом значений допусков на сопрягаемые детали ротора и статора, с учетом радиального биения ротора, силовых и температурных деформаций.

Для обеспечения необходимой вибрационной прочности при консольном креплении лопаток они должны иметь несколько большую по величине площадь поперечного сечения по сравнению с лопатками, закрепленными с двух сторон. При консольном креплении лопаток НА удается достигать более высоких значений КПД ступени компрессора.

2.2.10.2. Двухстороннее крепление лопаток

В случае необходимости повышения жесткости лопаток НА применяют двухстороннее их крепление. Для этого в конструкции необходим внутренний кольцевой бандаж.

Двухстороннее крепление может быть двухвариантным:

– с жестким соединением лопаток к обоим кольцам (или к полукольцам);

– с жестким креплением к одному кольцу и свободным к другому, допускающему незначительное перемещение лопаток в радиальном направлении.

У первых ступеней компрессора, как правило, применяют двухстороннее крепление лопаток НА: жесткое к корпусу и свободное к внутреннему бандажному кольцу. Такой тип крепления показан на рис. 2.2.25. А на рис. 2.2.26 приведен тип разборного НА с жестким креплением к наружному и внутреннему кольцам.

При любом виде крепления на внутреннюю поверхность бандажного кольца наносят специальное мягкое покрытие. Вместе с гребешками на поверхности ротора это покрытие образует лабиринтное уплотнение, которое уменьшает расход воздуха, перетекающего под кольцом, что способствует повышению КПД компрессора.

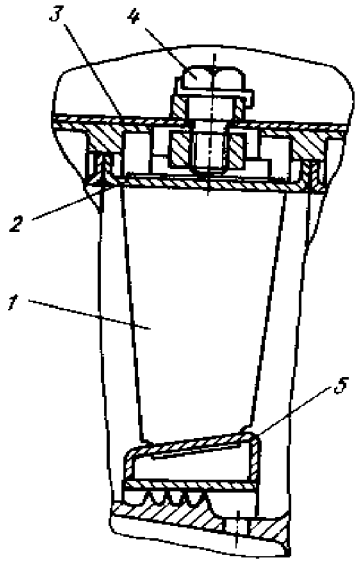


Рис. 2.2.25. Двухстороннее крепление лопаток направляющих аппаратов:
1 – лопатка; 2 – верхнее полукольцо;
3 – корпус; 4 – винт; 5 – нижнее полукольцо

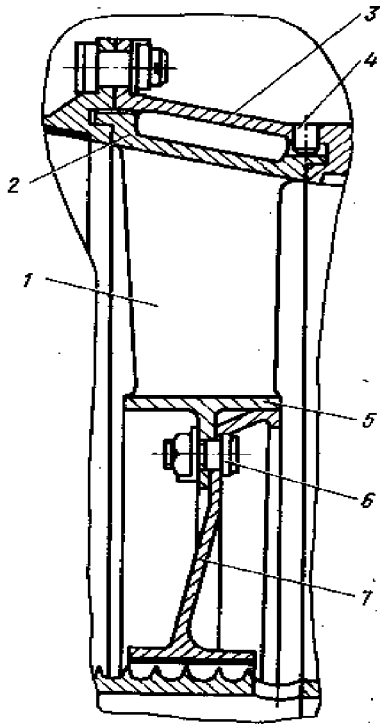


Рис.2.2.26. Разборный направляющий аппарат:
1 – лопатка; 2 – полка лопатки; 3 – корпус компрессора; 4 – штифт; 5 – нижняя полка лопатки;
6 – болт; 7 – внутреннее кольцо

Кроме приведенных способов крепления лопаток НА и СА, возможен целый ряд других вариантов. С ними следует ознакомиться в [1-3], а также изучая особенности конструкции существующих авиационных ГТД (при выполнении курсовых проектов и проведении лабораторных работ).

Лопатки спрямляющего аппарата, устанавливаемого за последней ступенью компрессора, иногда выполняют двухрядными (в том случае, если поток воздуха имеет большую закрутку на выходе из рабочего колеса). Основные геометрические размеры лопаток НА и СА (длина, хорда, густота решетки, профиль и угол установки) определяют в результате газодинамического расчета так же, как и для рабочих лопаток компрессора [2,6].

2.2.10.3. О технологии Bling

Лопатки НА вместе с наружным (и внутренним) кольцом при использовании технологии Bling могут быть изготовлены в виде монолитной конструкции – либо в виде монолитного кольца с лопаточной решеткой, либо в виде двух полуколец (свариваемых или соединяемых между собой болтами).

Здесь так же, как и в случае ротора, выигрыш по массе составляет до 25%. Но недостатком такой конструкции является ее низкая ремонтопригодность.

2.2.11. Зазоры в проточной части компрессора

В компрессоре между ротором и неподвижными деталями (статором) есть два вида зазоров: радиальные и осевые. Назначение зазоров – предупредить возможность соприкосновения вращающихся и неподвижных элементов при самых неблагоприятных режимах работы двигателя.

2.2.11.1. Радиальные зазоры

Величины радиальных зазоров оказывают существенное влияние на характеристики компрессора и двигателя в целом. При больших зазорах возрастает перетекание воздуха из полостей с повышенным давлением в полости с более низким уровнем давления. А это приводит к снижению КПД компрессора (на 2…3%) и к увеличению удельного расхода топлива (до 10%). Поэтому величину радиального зазора в каждой из ступеней компрессора необходимо обеспечивать минимально возможной (с учетом всех режимов работы двигателя, включая запуск и останов).

Величины радиальных зазоров в конкретных ступенях зависят от допусков на изготовление сопрягаемых деталей, их деформаций от действия нагрузок и температуры, от вибрационного состояния ротора и др.

Разработчики компрессоров при проектировании узлов используют понятие относительного радиального зазора, представляющего собой отношение величины радиального зазора (Δ) к длине лопатки (l):

$$\overline{\Delta} = \frac{\Delta}{l} \cdot 100 \quad [\%].$$

В первом приближении величины относительного радиального зазора выбирают в следующем диапазоне:

- для первых ступеней компрессора $\overline{\Delta} = 0{,}2 \ldots 0{,}7$ %;
- для последних ступеней $\overline{\Delta} = 1{,}5 \ldots 5$ %.

Определив величины радиальных зазоров для первой и последней ступеней компрессора, принимают линейный закон его изменения для всех промежуточных ступеней.

При создании опытного двигателя после первых его испытаний, проводимых на пониженных режимах, делают выводы о правильности выбора зазоров (или о необходимости внесения определенных коррекций в их величины). В процессе дальнейшей доводки компрессора окончательно уточняют величины радиальных зазоров во всех ступенях компрессора.

Для уменьшения величины радиальных зазоров на внутренние поверхности корпусов в зоне возможного касания наносят специальные мягкие покрытия толщиной от 1 до 3 мм. Эти покрытия могут быть на основе графита, талька, асбеста или алюминиевой пудры, соединяемых с помощью лаков. На поверхностях корпусных деталей для лучшего сцепления их с покрытием выполняют спиральные канавки глубиной около 0,5 мм и шагом ~1 мм.

Величины зазоров, указываемых в сборочных чертежах, отнесены к состоянию неработающего двигателя. Их называют «холодными» или монтажными. На разных режимах работы двигателя радиальные зазоры имеют переменную величину. Так, после запуска двига-

теля в течение первых двух- трёх минут радиальные зазоры уменьшаются вследствие удлинения дисков и лопаток за счет центробежных сил. Но затем вследствие более быстрого прогрева тонкостенных корпусов радиальные зазоры в каскадах компрессора увеличиваются и начинают превышать исходные нормы.

По мере дальнейшего прогрева ротора (через 15…20 минут после запуска) радиальные зазоры вновь уменьшаются до минимальной величины. По мере набора высоты вследствие уменьшения температуры атмосферного воздуха и охлаждения статора радиальные зазоры вновь несколько увеличиваются, и только в процессе крейсерского полета в высотных условиях они остаются неизменными. Этот режим работы двигателя следует принимать в качестве расчётного. Именно фактическое состояние величин зазоров между ротором и статором компрессора в процессе длительного крейсерского полёта оказывает существенное влияние на экономичность двигателя.

Особое место в части влияния на величины радиальных зазоров занимает режим останова двигателя. После прекращения подачи топлива в двигатель ротор по инерции вращается еще несколько минут. В тракт компрессора засасывается холодный воздух. При этом он в первую очередь охлаждает корпусные детали, имеющие меньшую тепловую инерционность по сравнению с ротором. Именно в этих условиях радиальные зазоры имеют наименьшую величину. Если они уменьшаются до нуля, возможно касание ротора компрессора о статор. Об этом, в частности, судят по уменьшению времени «выбега роторов» и по состоянию износа в зоне возможного контакта сопрягаемых поверхностей ротора и статора компрессора. В случае выявленной необходимости принимают решение увеличить зазоры в конкретных узких местах.

Учитывая, что от величин радиальных зазоров существенно зависят КПД компрессора и экономичность двигателя в целом, в последние два десятилетия актуальной стала задача сохранения минимальной величины радиальных зазоров на всех режимах работы двигателя. На некоторых ГТД последнего поколения для поддержания оптимальной величины радиальных зазоров на различных режимах работы двигателя осуществляют его регулирование, например, путем охлаждения корпуса в зоне последних ступеней компрессора, у которых величина зазоров изменяется наиболее значительно. Охлаждающий воздух можно отбирать за вентилятором или за КНД. Этот процесс получил название «активного управления» радиальными зазорами.

2.2.11.2. Осевые зазоры

Осевые зазоры между рабочими лопаточными решетками и направляющими (или спрямляющими) аппаратами определяются как компромисс между двумя противоречивыми требованиями:

– для уменьшения длины компрессора величины осевых зазоров должны быть минимальными;

– для исключения неустойчивой работы компрессора и возникновения опасных вибраций лопаток осевой зазор желательно иметь максимально допустимым.

По статистике осевой зазор в среднем сечении ступеней компрессора у короткоресурсных ГТД находится в пределах 15…25 % от длины хорды рабочей лопатки, а у двигателей большого ресурса – 30…40 %.

2.2.12. Элементы регулирования компрессора

В компрессорах для регулирования расхода воздуха (с целью обеспечения требуемой газодинамической устойчивости его работы в широком диапазоне режимов двигателя) применяют сложные средства управляемой механизации, как-то: поворотные лопатки направляющих аппаратов или устройства для перепуска воздуха из проточной части компрессора.

2.2.12.1. Клапаны перепуска воздуха

Для осуществления перепуска воздуха в стенках корпусов компрессора выполняют ряд отверстий (окон), равномерно расположенных по окружности. Это делают для того, чтобы отбор перепускаемого воздуха не вызывал сильного искажения поля скоростей и давлений перед рабочими лопатками, иначе возможно возникновение сильных вибраций и даже поломок рабочих лопаток в зоне отбора воздуха. Окна размещают не над рабочими лопатками, а в решетках направляющих аппаратов (рис. 2.2.27). Над этими окнами, выполненными около каждой лопатки НА, к корпусу компрессора приваривают коллектор, на выходе из которого устанавливают клапан перепуска воздуха.

При запуске двигателя клапаны перепуска воздуха открыты, а закрывают их по автоматической команде при достижении заданного режима работы двигателя.

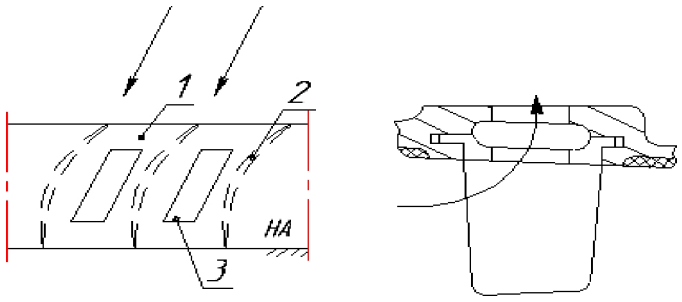


Рис. 2.2.27. Схема отбора воздуха из компрессора:
1 – вид снаружи на направляющий аппарат; 2 – профиль лопатки НА;
3 – отверстие для отбора воздуха (окно)

Клапаны перепуска воздуха применяют всевозможных конструкций. На рис. 2.2.28 показан клапан тарельчатого (или грибкового) типа.

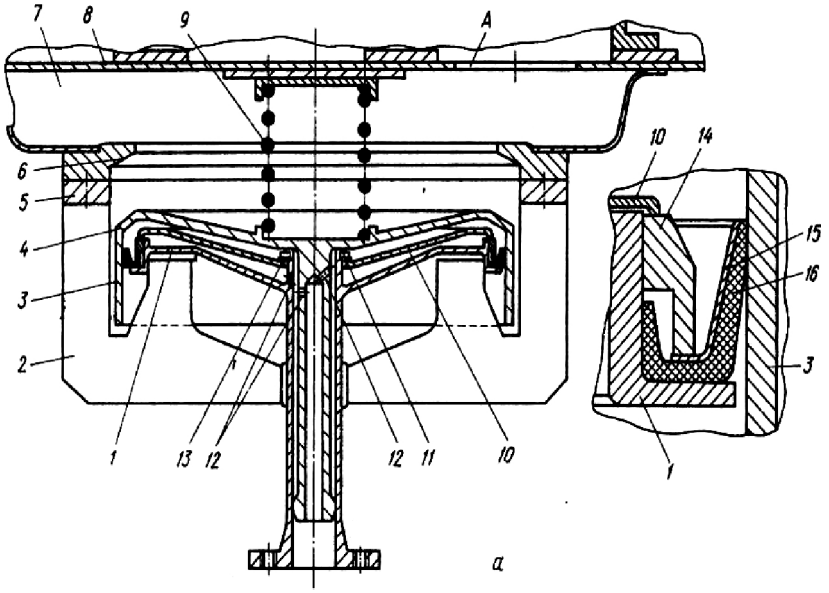


Рис. 2.2.28. Клапан перепуска тарельчатого типа:
1 – крышка; 2 – две стойки прямоугольного сечения, приваренные к крышке; 3 – грибок цилиндрической формы; 4 – конический поясок на днище грибка; 5 – накладки, приваренные к стойкам 2 для крепления крышки 1 к фланцу ресивера; 6 – коническая поверхность фланца ресивера; 7 – ресивер; 8 – корпус компрессора; 9 – пружина для отжатия грибка на оборотах малого газа и на стоянке для перепуска воздуха из компрессора; 10 – секторная пружина (пластина с радиальными надрезами); 11 – стопорное кольцо; 12 – отверстие для подачи воздуха из-за компрессора для закрытия клапана; 13 – шайба; 14 — кольцо; 15 – распорная пружина; 16 – манжета для образования замкнутой полости между днищем грибка и крышкой

Такой тип клапанов применён в конструкциях компрессоров двигателей ЗМКБ «Прогресс» (АИ-25, Д-18, Д-36 и др.), а также в двигателях пермского ОАО «Авиадвигатель» (Д- 20П, Д-30КУ).

А в конструкции двухконтурных двигателей «НК», разработанных под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова (НК-8-2У, НК-86, НК-22 и др.), использованы клапаны перепуска воздуха лепесткового типа. По сути, это ленточный клапан, разрезанный на несколько частей. В зоне той ступени, из которой по схеме, приведенной на рис. 2.2.27, отбирают воздух, снаружи на корпусе компрессора предусмотрен кольцевой ресивер. В нём равномерно по окружности имеется 16 окон, через которые при открытом положении клапана выпускают этот воздух. Конструкция такого клапана приведена на рис. 2.2.29 (в закрытом положении). На данном рисунке показан состав элементов клапана лепесткового типа, а также устройств, приводящих его в действие.

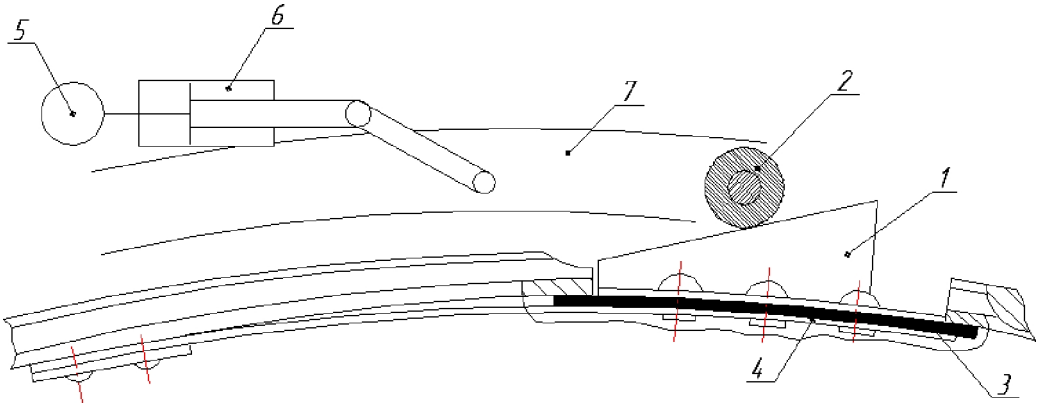


Рис. 2.2.29. Клапан лепесткового типа:
1 – кулачок; 2 – ролик; 3 – уплотнитель; 4 – клапан; 5 – потенциометр обратной связи;
6 – силовой цилиндр; 7 – приводное поворотное кольцо

Каждый клапан лепесткового типа представляет собой пружинящую пластинку, одним концом приклепанную изнутри к наружному кольцу. На другом конце к пластинке прикреплён кулачок *1*. Ведущее кольцо *7* для каждого клапана имеет ролики *2*. В зоне окна перепуска воздуха на пластине предусмотрен уплотнитель *3*. При повороте кольца *7* (по часовой стрелке) ролики накатываются на кулачки каждого из клапанов и заставляют их открываться. Когда ролики сходят с кулачков, клапаны закрываются под воздействием упругих сил пластины и перепада давления, действующего на них изнутри воздушного тракта.

Приводное кольцо *7* перемещают при помощи поршня в силовом цилиндре *6*. Перемещение кольца отслеживает потенциометр обратной связи *5*.

2.2.12.2. Регулируемые направляющие аппараты

Следует отметить, что устройства для перепуска воздуха применяют далеко не во всех конструкциях двигателей. А вот регулируемые направляющие аппараты (один или несколько) используют в осевых компрессорах практически всех ГТД. При этом у направляющих аппаратов первых ступеней используют двухопорную схему крепления поворотных лопаток, а для коротких лопаток последних ступеней – консольную (рис. 2.2.30, *а*).

У такой лопатки с двух концов предусмотрены цилиндрические хвостовики, обеспечивающие возможность осуществления поворота этих лопаток. Эти хвостовики опираются на подшипники скольжения, в качестве которых используют втулки из износостойких пластиков или из бронзы. При монтаже лопаток РНА выдерживают заданный радиальный зазор в зоне упорного торца, чтобы обеспечивать требуемую подвижность каждой лопатки. Обычно это делают за счет подбора подкладных шайб.

Схема размещения двухопорного РНА на статоре видна из рассмотрения рис. 2.2.21. К каждой лопатке РНА прикреплен индивидуальный рычаг, который вторым концом соединен с тяговым поворотным кольцом, установленным снаружи корпуса компрессора. Шарнирное соединение рычагов с тяговым кольцом, осуществленное по всей окружности, обеспечивает возможность одновременного поворота всех лопаток РНА. Управление поворотом лопаток (т.е. перемещение тягового кольца), как правило, осуществляют при помощи силовых цилиндров.

Регулируемых направляющих аппаратов в ряде конструкций ГТД может быть несколько. Например, у турбовального двигателя ТВ2-117 их четыре, а у компрессора двигателя J-79 из 17 его ступеней у семи направляющие аппараты являются поворотными.

У РНА есть два положения угла установки лопаток: пусковое и рабочее. Поворот лопаток всех ступеней в рабочее положение происходит автоматически по заданной программе, причём эту операцию выполняют синхронно, связав все поворотные кольца.

.

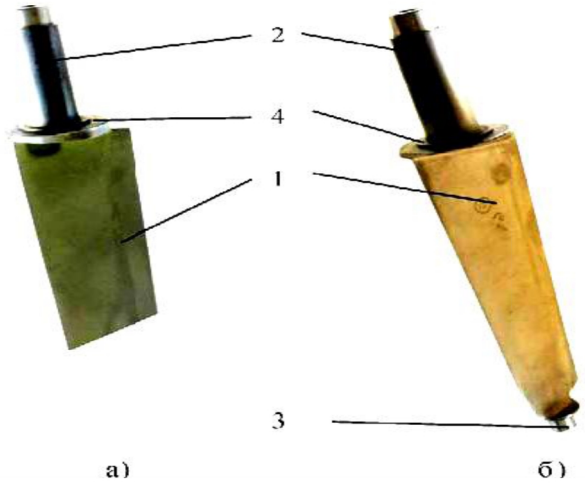


Рис. 2.2.30. Лопатки РНА :
а – консольного типа; б – двухопорной конструкции;
1 – перо лопатки; 2 – цилиндрический хвостовик, связанный с наружным рычагом;
3 – внутренний цилиндрический хвостовик; 4 – упорный торец лопатки

На рис. 2.2.30, *б* показана двухопорная лопатка направляющего аппарата.

2.2.13. Воздушные уплотнения

В каждой ступени компрессора неизбежно происходит перетекание части воздуха с ее выхода на вход (в зону более низкого давления). Причем данное явление имеет место как в зоне рабочих лопаток, так и в зоне направляющих (спрямляющих) аппаратов. Это оказывает влияние на величину КПД компрессора.

С целью уменьшения расхода воздуха, перетекающего из полости с более высоким давлением, на пути этого воздуха устанавливают лабиринтные уплотнения. Эффект использования лабиринтного уплотнения основан на создании гидравлического сопротивления в канале перетекания за счет многократного изменения проходного сечения данного канала путем чередования его сужения и расширения.

Эффективность лабиринтного уплотнения зависит от формы и наклона гребешков, их числа Z, перепада давлений между соответствующими полостями, величины зазора δ [2]. Величину расхода (кг/с) через лабиринтное уплотнение определяют по формуле Стодолы:

$$m = kf \cdot \sqrt{\frac{P_0^2 - P_1^2}{zR_0T_0}},$$

где k – коэффициент расхода, зависящий от конструкции уплотнения;

f – площадь сечения щели, м^2, $f = \pi D_{ср} \cdot \delta$;

δ – радиальный зазор, м;

$D_{ср}$ – средний диаметр уплотнения, м^2;

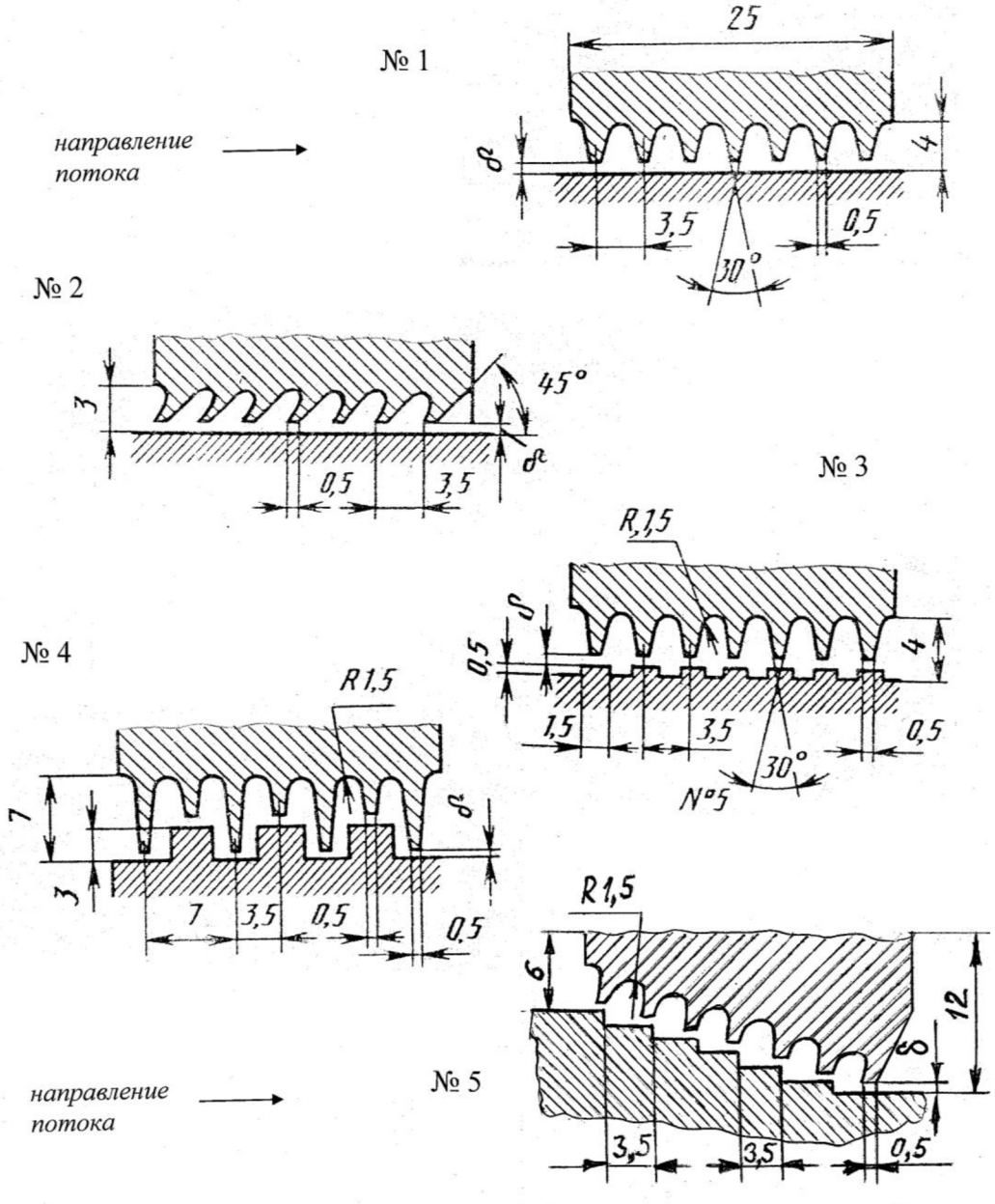
P_0 – давление перед уплотнением, Па;

P_1 – давление за уплотнением, Па;

T_0 – температура воздуха перед уплотнением, К;

R_0 – газовая постоянная (для воздуха $R_0 = 287$), Дж/кг·град.

На рис. 2.2.31 показаны возможные конструктивные варианты лабиринтного уплотнения.



Номер вида уплотнения	1	2	3	4	5
Коэффициент расхода (К)	1,27	1,15	1	0,7	0,85

Рис. 2.2.31. Виды лабиринтных уплотнений

На рис. 2.2.31 даны значения коэффициента расхода, найденные экспериментально для $z = 7$ и $\delta = 0{,}1\ldots0{,}4$ мм для конструкций уплотнений.

Гребешки всегда нарезают на вращающихся деталях, т.к. в случае касания ими неподвижной детали образующиеся риски на статоре не окажут заметного влияния на сопротивление усталости детали. В противном случае, если риски будут на роторных деталях, это может стать причиной усталостных разрушений. С уменьшением величины зазора δ и с увеличением числа гребешков эффективность лабиринтного уплотнения возрастает. Как показала практика, для снижения расхода перетекающего между ступенями воздуха достаточно 3…5 гребешков в средних ступенях компрессора и не менее 7 за последней ступенью, где перепад давления имеет наибольшую величину. Но чтобы не увеличивать длину уплотнения, лабиринты можно устанавливать в два или в три яруса.

Для повышения эффективности уплотнения радиальный зазор δ должен иметь минимальную величину. При задевании гребешков о неподвижное кольцо происходит их износ и расход воздуха через уплотнение увеличивается. Для обеспечения высокой работоспособности уплотнения и его ремонтопригодности на гладкое кольцо напротив гребешков наносят мягкое легкоприрабатываемое покрытие – графоталькированное или графитоалюминиевое. Гребешки могут прорезать в этом покрытии канавки, а при ремонте двигателя покрытие восстанавливают.

2.2.14. О разгрузке осевых сил, действующих на ротор компрессора

Осевые силы в каждой ступени компрессора и на рабочем колесе, и на направляющем аппарате направлены в сторону входа. Суммарные осевые силы возрастают от первой ступени к последней, т.к. происходит их сложение.

Общее осевое усилие, действующее на ротор компрессора, может иметь большую величину (до 300 кН). Для уменьшения величины осевой силы, действующей на ротор, на его торцовых поверхностях создают разгрузочные полости, как показано на рис. 2.2.32.

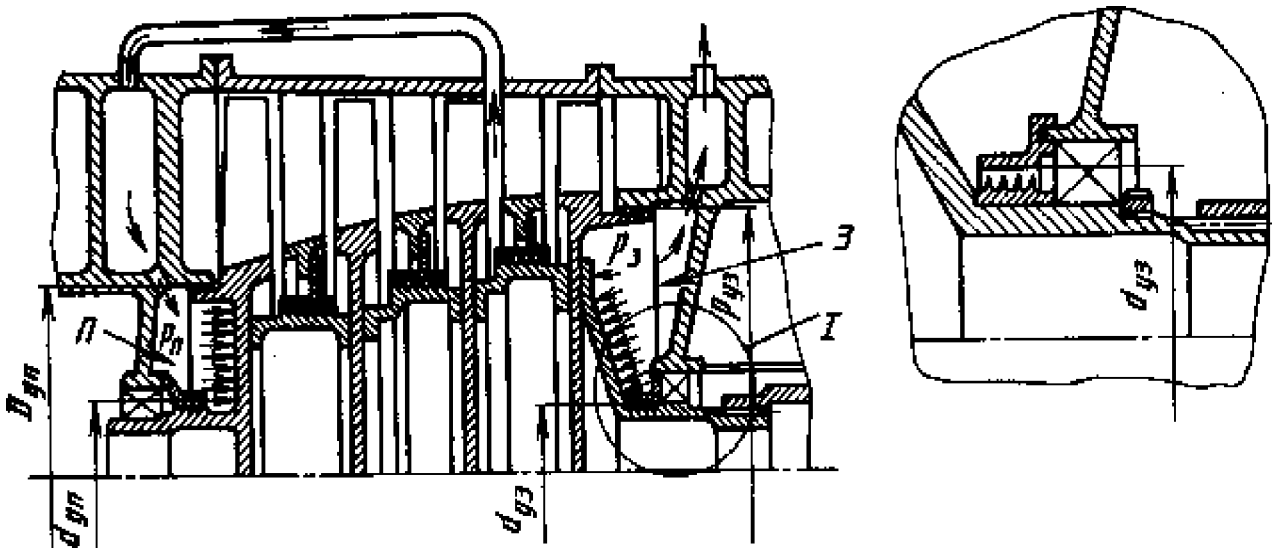


Рис. 2.2.32. Схема разгрузки осевых сил, действующих на ротор:
П – передняя разгрузочная полость; З – задняя разгрузочная полость; $D_{УП}$ – диаметр уплотнения, отделяющего переднюю разгрузочную полость от воздушного тракта; $D_{УЗ}$ – диаметр уплотнения, отделяющего заднюю разгрузочную полость от воздушного тракта; $d_{УП}$, $d_{УЗ}$ – диаметры уплотнений масляной полости соответственно в зоне переднего и заднего подшипников ротора КВД; $P_П$, $P_З$ – величины статического давления в передней и задней разгрузочных полостях

В переднюю полость (П) подводят воздух повышенного давления от промежуточной ступени, а в задней полости (З) создают пониженное давление за счет сброса воздуха из нее (в атмосферу или в наружный контур ТРДД). В результате возникает разгружающая сила, направленная назад. Она равна разности осевых сил, действующих на торцы дисков каскада компрессора ВД. Усилие, действующее на торец переднего диска КВД, равно произведению давления в полости (П) на схематично выделенную кольцевую площадь этого диска:

$$F_{\text{П}} = 0{,}25\pi\cdot(D_{\text{УП}}^2 - d_{\text{УП}}^2)\cdot P_{\text{П}},$$

а усилие на задний торец равно произведению давления в полости (З) на разгружаемую кольцевую площадь заднего диска КВД:

$$F_{\text{З}} = 0{,}25\pi\cdot(D_{\text{УЗ}}^2 - d_{\text{УЗ}}^2)\cdot P_{\text{З}}.$$

Величину силы разгрузки ротора (т.е. разность усилий $F_{\text{П}} - F_{\text{З}}$) можно изменять как за счет вариации расположения верхних лабиринтов, так и путем изменения уровней давления в разгрузочных полостях. Так, в полость (П) воздух можно подводить от ступеней с большим или с меньшим давлением, а на сбросе воздуха из полости (З) в отводном канале можно дросселировать площадь его проходного сечения.

2.2.15. Отборы воздуха от компрессора

При работе двигателя от компрессора отбирают некоторую часть воздуха от его расхода через внутренний контур ТРДД. Отборы производят как на самолетные нужды, так и для обеспечения работоспособности отдельных узлов и элементов двигателя.

Что касается самолета, то для него воздух от двигателя отбирают в систему кондиционирования с целью обеспечения нормальной жизнедеятельности экипажа и пассажиров. Для противообледенительной системы самолета необходим теплый воздух. В некоторых случаях двигательный воздух используют в турбине, приводящей во вращение электрогенератор, являющийся основным источником электрической энергии на самолете.

Для двигательных нужд отбор воздуха от компрессора осуществляют:

- для охлаждения элементов турбины;
- обогрева ВНА и других узлов с целью исключения возможности их обледенения;
- наддува уплотнений масляных полостей опор с целью исключения утечек масла из них;
- использования в пневматических цилиндрах системы механизации двигателя;
- использования в качестве активного газа в различного рода эжекторах.

Отбор воздуха осуществляют из кольцевых ресиверов, входящих в состав корпусов компрессора. В эти ресиверы воздух поступает из тракта компрессора в зоне НА (!) через отверстия, равномерно расположенные по окружности, аналогично тому, как поступает воздух в коллектор системы перепускных клапанов. Ресивер может быть не только один (в зависимости от технических требований).

Отбор воздуха для охлаждения лопаток 1-й ступени турбины нередко осуществляют из кольцевых полостей камер сгорания (вторичный воздух имеет температуру, превышающую $T^*_{\text{к}}$ всего на несколько градусов).

У многовальных двигателей межвальные кольцевые зазоры и внутреннюю полость вала НД зачастую используют в качестве каналов для подвода воздуха из промежуточных ступеней компрессора к уплотнениям масляных полостей опор.

2.2.16. Основные технические требования, содержащиеся в чертежах дисков и лопаток компрессора

Ниже в качестве примера приведены типичные требования, содержащиеся в конструкторской документации применительно к дискам и лопаткам, соединяемым с использованием хвостовиков типа «ласточкин хвост».

2.2.16.1. Требования к дискам

1) КИМ не менее 0,5;
2) метод изготовления (например, «ШТАМПОВКА»);
3) $\sigma_B \geq$ 115кгс/мм^2 (требование к прочности используемого материала);
4) допуски торцевых и радиальных биений относительно баз – не более 0,08мм;
5) смещение пазов от номинального расположения по окружности не более ±3′;
6) шероховатость поверхности принимать по контрольному образцу;
7) прилегание лопатки по боковым поверхностям пазов проверять по краске. (Оно должно составлять не менее 70% и быть равномерным);
8) окончательно обработанные поверхности диска подвергнуть обработке микрошариками;
9) рентген – контроль диска провести до окончания мехобработки;
10) контроль ЛЮМ 1;
11) маркировать способом ЭХ, шрифтом 5;
12) деталь паспортная.

2.2.16.2. Технические требования к рабочей лопатке компрессора

1) КИМ не менее 0,5;
2) высокоскоростная штамповка;
3) НВ 255…341;
4) * – размеры для справок;
5) разворот профиля вокруг оси z:
   - в корневом сечении ≤ ±15′,
   - в периферийном сечении ≤ ±6′,
   - в остальных сечениях по линейному закону;
6) смещение трактовой поверхности полки лопатки относительно номинального расположения не более 0,1мм;
7) поверхности хвостовика и пера подвергнуть упрочнению гидродробеструйным методом;
8) перо лопатки подвергнуть виброшлифовке;
9) прилегание хвостовика должно быть равномерным. Проверка по краске (прилегание не менее 70 %);
10) контроль ЛЮМ 1;
11) принимать по контрольному образцу :
   - шероховатость поверхности пера,
   - плавность сопряжения поверхностей,
   - радиусы входной и выходной кромок пера лопатки;
12) частота основного тона лопатки не менее …Гц;
13) маркировать Н способом У, шрифтом 2,5.

2.2.17. Материалы, используемые в конструкции компрессора

Выбор материалов для компрессора обусловлен следующими требованиями:

- обеспечения прочности и требуемой долговечности при заданных нагрузках (с учётом их теплового состояния) ;
- минимально возможной массы;
- сопротивления эрозии и коррозии;
- технологичности процессов их обработки.

2.2.17.1. Диски, барабаны и междисковые проставки ротора

Для изготовления указанных деталей при рабочих температурах до 250°С можно применять алюминиевые сплавы (АК-2, АК4-1, ВД-17). Но у них предел прочности при растяжении в 2…3 раза меньше, чем у титановых сплавов.

В последнее время широко используют сплавы на основе титана, так как они работоспособны при более высоких температурах (до 400 – 450°С, а сплав ВТ-25У – до 500°С, а кратковременно до 550°С). Применяют следующие марки титановых сплавов: ВТ3, ВТ3-1, ВТ6, ВТ10, ВТ20, ВТ22 и ВТ-25У.

В этом диапазоне температур находят применение также стали, например, 18Х2Н4МА, 40ХН2МА, 33ХН3МА и др.

При более высоких температурах применяют сплавы на никелевой основе ХН625МКТЮ и 15Х12Н2МВФАБ (на последних ступенях компрессора). Проставки ротора изготавливают из сплава ХН45МВТЮБР.

Указанные детали штампуют и подвергают механической обработке.

2.2.17.2. Рабочие лопатки

При температуре этих деталей не более 250°С применяют алюминиевые сплавы АК4-1 и ВД-17 или стеклопластики.

При рабочих температурах до 500°С применяют титановые сплавы ВТ3-1, Вт-6 (КНД) и ВТ8 (КВД), а при более высоких температурах используют хромоникелевые стали 13Х11Н2В2МФ, 13Х14Н3В2ФР, 14Х17Н2 и ХН45МВТЮБР.

2.2.17.3. Лопатки направляющих аппаратов

Лопатки НА испытывают меньшие напряжения по сравнению с рабочими лопатками. На первых ступенях компрессора двухопорные лопатки НА изготавливают из титановых сплавов ВТ6, ВТ3-1, ВТ8, ВТ-25У.

На последних ступенях консольные лопатки НА изготавливают из стали Х17Н2 и из сплава ХН45МВТЮБР.

2.2.17.4. Корпусы компрессора

У ТРДД, предназначенных для дозвуковых самолетов, нередко переднюю опору и межкаскадные корпусы компрессора изготавливают из магниевых сплавов марки МЛ9 и МЛ9-Т6. Эти сплавы допускают длительную эксплуатацию при их нагреве до 250…300°С, а кратковременно могут выдерживать температуру до 400°С.

Корпусы коробок приводов агрегатов у этих двигателей также изготавливают из указанных магниевых сплавов.

У ТРДД для сверхзвуковых самолетов внутренний корпус средней опоры изготавливают из титанового сплава ВТ20Л, а наружный корпус этой опоры и коробки приводов – из магниевого сплава МЛ9-Т6.

Литые корпусы КНД у многих ГТД изготавливают из алюминиевых сплавов, а сварные – из титановых (ВТ6). У КВД корпусы каскада изготавливают либо из титановых сплавов (ВТ или ВТ20), либо из сплава на никелевой основе ХН45МВТЮБР.

2.2.17.5. Валы компрессора

Для изготовления валов компрессора используют стали 18Х2Н4МА, 40Х2МА, 12Х2Н4А.

Детали лабиринтных уплотнений изготавливают из мягких углеродистых сталей (типа сталь 10) или из титанового сплава ОТ- 4.

Прочностные свойства конструкционных материалов, используемых в компрессорах, приведены в [2].

2.3. КАМЕРЫ СТОРАНИЯ

2.3.1 Общие сведения

Назначение камеры сгорания (КС) состоит в преобразовании химической энергии топлива в тепловую. В результате этого процесса воздух с температурой $T^*_к$, поступающий из компрессора, превращается в газ с температурой $T^*_г$ (на входе в турбину).

По конструкции камеры сгорания бывают трубчатые, трубчато-кольцевые и кольцевые.

Трубчатая камера сгорания показана на рис. 2.3.1. Трубчатые камеры сгорания применяли на ГТД первого поколения с центробежным компрессором. Такие камеры сгорания имеют свой индивидуальный наружный корпус. Их равномерно размещают по окружности. Для обеспечения приемлемой окружной равномерности поля температур газа перед турбиной на выходе из каждой камеры сгорания предусмотрен газосборник. При этом все смежные газосборники смыкаются перед турбиной, как бы образуя своеобразное разрезное кольцо. Необходимость такого конструктивного решения обусловлена стремлением по возможности сгладить окружную неравномерность поля температур газа на входе в турбину.

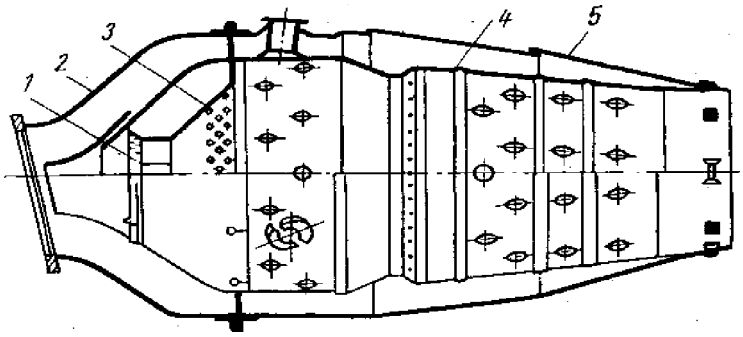


Рис. 2.3.1. Конструкция трубчатой камеры сгорания:
1 – завихритель; 2 – диффузор; 3 – фронтовое устройство; 4 –жаровая труба; 5 – корпус

Кольцевые и трубчато-кольцевые камеры сгорания используют в двигателях с осевым компрессором. На рис. 2.3.2 показана камера сгорания трубчато-кольцевого типа. В такой камере сгорания внутренний и наружный корпусы являются кольцевыми, а внутри них равномерно по окружности размещены жаровые трубы (как правило, их 12). На выходе из жаровых труб также предусмотрены газосборники, как и у камер сгорания трубчатого типа.

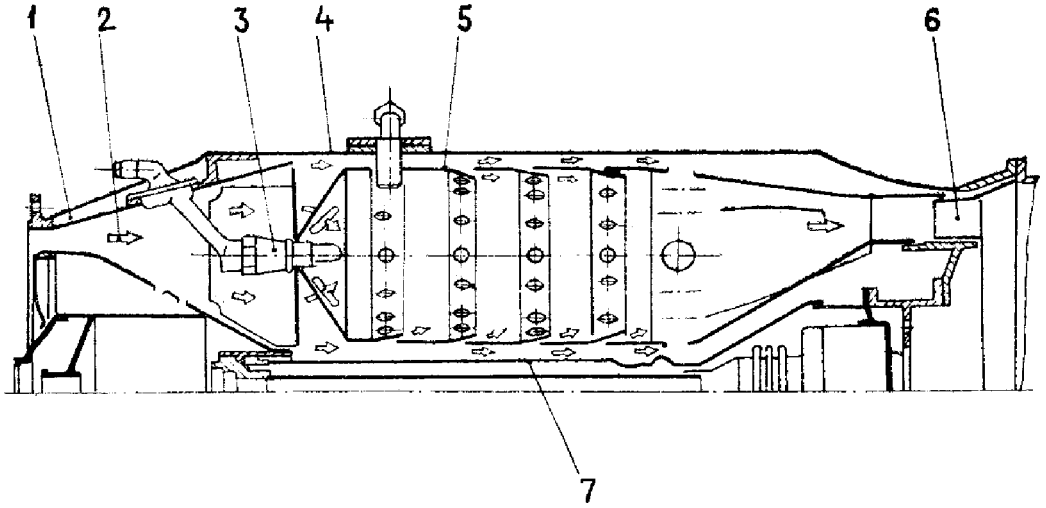


Рис.2.3.2. Трубчато-кольцевая камера сгорания:
1 – диффузор; 2 – поток воздуха; 3 – форсунка; 4 – наружный корпус;
5 – жаровая труба; 6 – газосборник; 7 – внутренний корпус

Кольцевые камеры сгорания (рис.2.3.3) являются более компактными. Они обеспечивают более равномерное окружное поле температур газа перед турбиной, но их доводка сложнее по сравнению с другими типами камер сгорания.

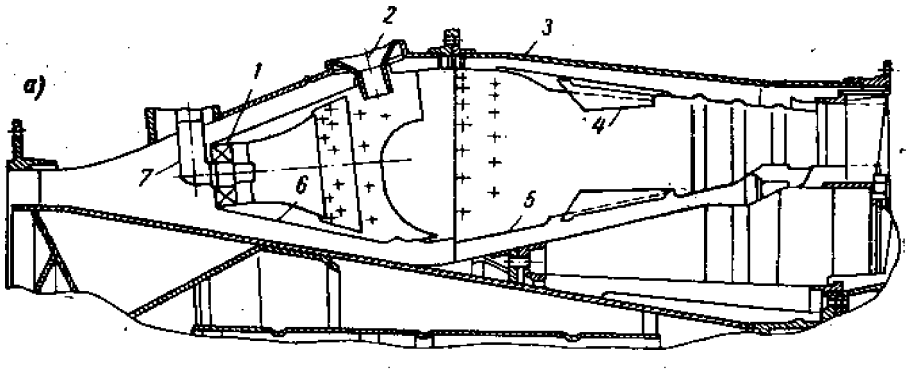


Рис. 2.3.3. Кольцевая камера сгорания (двигатель НК-12):
1 – завихритель потока воздуха; 2 – фиксатор жаровой трубы; 3 – наружный корпус;
4 – смеситель; 5 – кольцевая жаровая труба; 6 – фронтовое устройство; 7 – форсунка

Основные трудности, возникающие при создании конструкций камер сгорания, связаны с тем, что процесс сжигания топлива должен происходить в потоке, движущемся с большой скоростью.

С разновидностями конструкций камеры сгорания дополнительно необходимо ознакомиться в учебниках и в процессе выполнения лабораторных работ.

2.3.2 Требования, предъявляемые к камерам сгорания

1. Высокая полнота сгорания топлива на всех режимах работы ГТД.

Коэффициент полноты сгорания ($\eta_Г$) – это отношение количества тепла, выделившегося при сгорании единицы массы топлива, к его теплотворной способности. Он должен быть в диапазоне 0,98 (малый газ)…0,99 (во всяком случае $\geq$ 0,985).

2. Минимальные гидравлические потери.

Их характеризуют коэффициентом восстановления полного давления $\sigma_{к.с} = \dfrac{P^{\circ}_Г}{P^{*}_К}$.

Его уровень: у ТРД – 0,9…0,94, а у ТРДД – 0,94…0,96 (скорость за КВД ниже).

3. Минимальные масса и габаритные размеры.

Объем камеры сгорания зависит от ее теплонапряженнсти (Q_v).

У современных ГТД она составляет $(3{,}5\ldots6{,}5)\cdot10^6 \dfrac{\text{Дж}}{\text{ч}\cdot\text{м}^3\cdot\text{Па}}$.

Ее определяют по формуле

$$Q_v = \frac{Q}{V_{жс}\cdot P^{*}_к} = \frac{3600\cdot H_u\cdot G_Т\cdot \eta_Г}{V_{жс}\cdot P^{*}_к},$$

где H_u – низшая теплотворная способность топлива, Дж/кг;

$G_Т$ – секундный расход топлива, кг/с;

$P^{*}_к$ – давление воздуха за компрессором, Па;

$V_{жс}$ – объем жаровой трубы камеры сгорания, м^3.

4. Камера сгорания должна устойчиво работать при коэффициенте избытка воздуха (α) от 2 до 35:

$$\alpha = \frac{G_B}{G_T \cdot L_0},$$

где G_B – расход воздуха, кг/с;

G_T – расход топлива, кг/с;

L_0 – стехиометрический состав топливовоздушной смеси (ТВС), показывающий во сколько раз расход воздуха должен быть больше расхода топлива для его полного сжигания (для керосина L_0 = 14,9).

Из представленной формулы видно, что если количество воздуха G_B равно $G_T \cdot L_0$, то α = 1. Минимальные значения α бывают на режиме приемистости, а максимальное – при резком сбросе газа (т.е. при снижении режима работы двигателя).

5. Камера сгорания должна обеспечивать надежный розжиг топлива как в земных, так и в высотных условиях (по крайней мере, не ниже H = 6 км).

6. Окружная неравномерность поля температур на выходе из камеры сгорания не должна превышать ±100 К.

7. Радиальная эпюра средней температуры газа, как правило, должна быть такой, чтобы ее максимум находился на относительной высоте выходного сечения жаровой трубы (т.е. на длине лопатки соплового аппарата, как показано на рис. 2.3.4) $h_i = 0{,}6...0{,}75h$.

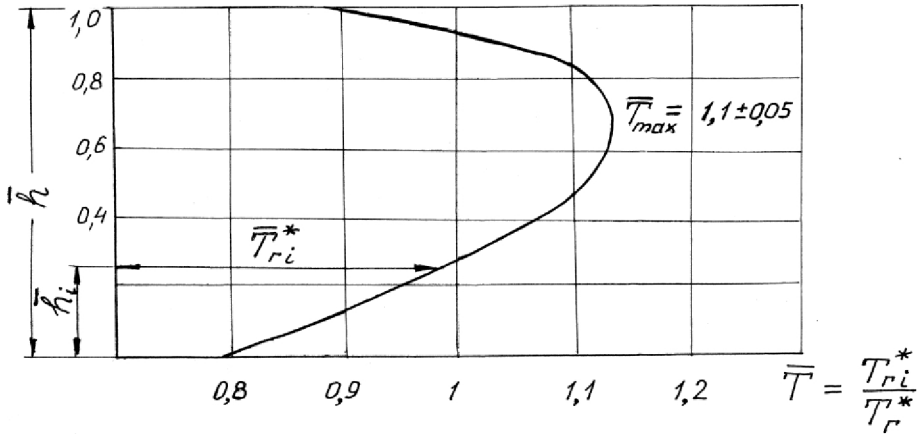


Рис. 2.3.4. Типичное распределение температуры газа в выходном сечении камеры сгорания:
$T^*_{Гi}$ – средняя (по окружности) температура газа на радиусе r_i;
$T^*_Г$ – осредненная температура газа перед турбиной, используемая в термодинамических расчётах

8. Концентрация токсичных веществ в выхлопных газах не должна превышать допустимых норм, установленных Международной авиационной организацией ИКАО. Ниже указаны виды токсичных веществ, содержание которых в выхлопных газах контролируют, и для них приведены допустимые нормы.

К токсичным веществам в выхлопных газах относят :

– угарный газ CO, ≤ 118 г/кН,

– углеводороды C_nH_m, $\leq 19{,}6$ г/кН,

– окислы азота NO_x, $\leq 40 + \pi_к$.

Как видно, для первых двух видов токсичных веществ допустимые нормы увязаны с тягой двигателя, а для окислов азота установлена зависимость допустимой нормы от степени сжатия воздуха в компрессоре.

9. На выходе из камеры сгорания дымление не должно превышать допустимого уровня.

10. Высокая надежность конструкции и стабильность характеристик камеры сгорания при заданном ресурсе ГТД.

11. Камера сгорания должна обеспечивать эффективное сжигание топлива**:** основного ТС-1, дублирующего РТ, резервного Т-1, а также соответствующих им аналогов зарубежных топлив.

12. Конструкция камеры сгорания должна обеспечивать высокую технологичность, малую металлоемкость, удобство обслуживания и возможность диагностики её состояния в эксплуатации и ремонтопригодность.

Кроме перечисленных требований, возможны и дополнительные, связанные с особенностями конструкции и условиями эксплуатации конкретного двигателя.

2.3.3. Конструктивная схема камеры сгорания

При большом многообразии конструктивных особенностей все КС имеют общие основные узлы и элементы, показанные на рис. 2.3.5.

Скорость воздуха за компрессором велика (150…200 м/с). В этих условиях сложно обеспечить устойчивое горение в камере сгорания, поэтому на входе в нее для снижения скорости воздуха устанавливают диффузор *3* с целью снижения скорости воздушного потока.

Воздух, поступающий в КС, разделяют на первичный и вторичный. Первичный поток воздуха, составляющий 20…40% от общего расхода, необходимый для сжигания основной массы топлива, поступает в жаровую трубу *7* через фронтовое устройство *5*.

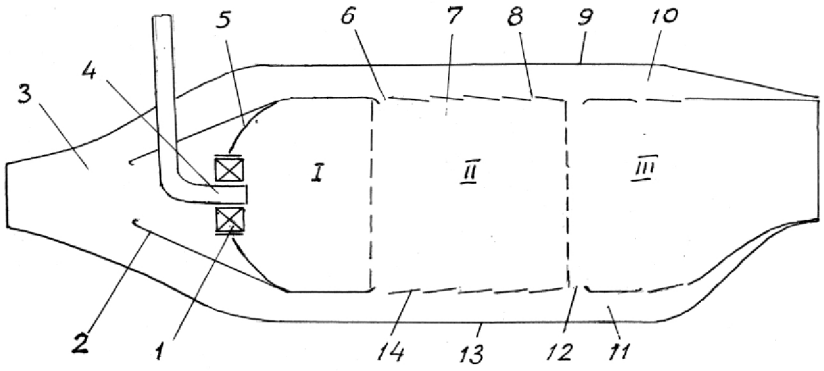


Рис. 2.3.5. Основные элементы КС:
I – первичная зона горения; II – промежуточная зона; III – зона смешения;
1 – воздушный завихритель; 2 – воздухозаборник; 3 – диффузор; 4 – форсунка; 5 – фронтовое устройство (головка КС); 6 – отверстия первичной зоны; 7 – жаровая труба; 8 – щель охлаждения; 9 – наружный корпус; 10 – наружный кольцевой канал; 11 – внутренний кольцевой канал; 12 – отверстия зоны смешения; 13 – внутренний корпус; 14 – секция жаровой трубы

Вторичный поток воздуха по кольцевым каналам *10* и *11* обтекает жаровую трубу снаружи. Он охлаждает стенки жаровой трубы и через отверстия *6, 8, 12* постепенно вводится в нее так, чтобы обеспечить не только требуемую величину средней температуры газов, но также чтобы получить требуемую эпюру температурного поля на входе в турбину.

Топливные форсунки *4* размещают в головной части жаровой трубы.

2.3.3.1. Жаровая труба

Объем жаровой трубы (ЖТ) можно условно разделить на три части: первичную зону горения I, промежуточную зону II и зону смешения III.

В первичной зоне горения должны быть обеспечены условия для стабилизации пламени. Физическая основа этого заключается в создании в головной части жаровой трубы зоны пониженного давления, приводящего к образованию обратных токов (рис. 2.3.6).

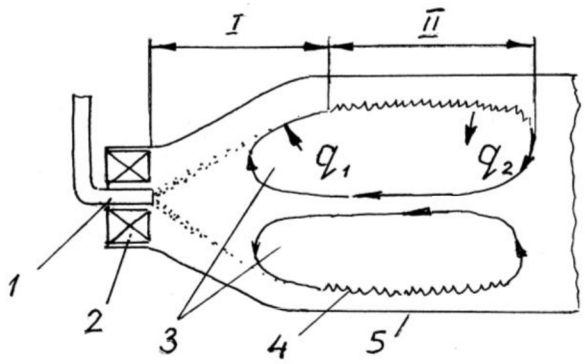


Рис. 2.3.6. Схема течения за фронтовым устройством:
I – участок подготовки ТВС и подвода тепла (q_1);
II – участок отбора тепла (q_2) из зоны горения;
1 – подвод топлива; 2 – завихритель; 3 – зона обратных токов;
4 – фронт пламени; 5 – жаровая труба

В этой зоне часть горячих газов движется навстречу основному потоку топливо-воздушной смеси (ТВС). При их контакте происходит испарение топлива за счет подвода к нему тепла (q_1) и воспламенение ТВС.

В качестве стабилизаторов горения наибольшее распространение получили лопаточные завихрители первичного потока воздуха. Но известны конструкции КС, где зоны обратных токов создают:

- с помощью плохообтекаемых тел;
- за счёт использования струйных пристеночных течений;
- путём вдува струй воздуха в жаровую трубу перпендикулярно движению основной массы газов и др.

Лопаточные стабилизаторы (завихрители) устанавливают концентрично с топливными форсунками. Лопатки создают закрутку потока воздуха, отбрасывая его к периферии, отчего в центре жаровой трубы возникает разрежение, приводящее к возникновению зоны обратных токов.

Обычно у завихрителей число лопаток находится в диапазоне 8…12. Угол установки и геометрические размеры лопаток оказывают влияние на масштаб зон обратных токов и на гидравлические потери в КС. Оптимальные геометрические размеры завихрителей определяют экспериментально.

Наиболее важным элементом жаровой трубы является ее фронтовое устройство. Именно оно формирует структуру потока в головной части ЖТ, определяет процессы смесеобразования, стабилизации пламени и выгорания топлива.

Вторичный воздух, вводимый в жаровую трубу, снижает температуру газа до заданного уровня. При этом, чтобы не нарушить процесс сгорания, вторичный воздух вводят в ЖТ постепенно. В конце промежуточной зоны в жаровой трубе уже находится 50…60% от суммарного расхода воздуха.

Так как вторичный воздух подают в жаровую трубу и из наружного кольцевого канала, и из внутреннего, то это позволяет формировать радиальную эпюру температуры на выходе из камеры сгорания (в соответствии с техническим заданием).

Конструкции элементов для подвода вторичного воздуха в ЖТ многообразны. Чаще всего это ряды круглых или продолговатых отверстий, имеющих отбортовку внутрь ЖТ. Иногда для увеличения пробивной силы струй используют патрубки со щелеобразным проходным сечением (рис. 2.3.7). Такого рода патрубки специалисты называют «карманами». Их равномерно располагают по периметру жаровой трубы.

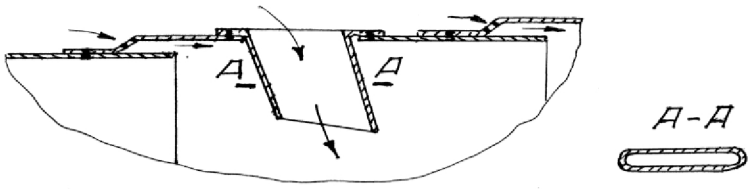


Рис. 2.3.7. Вариант конструкции элемента подвода вторичного воздуха в зону смешения

Из рассмотрения данного рисунка также видна схема струйного (пленочного) охлаждения стенок жаровой трубы. Вторичный воздух через многочисленные отверстия в ЖТ подводят в полость между стенкой и "козырьком", и далее этот воздух вытекает через кольцевую щель, охлаждает стенку, защищая её от непосредственного контакта с продуктами сгорания.

Таким образом, следует учитывать, что поступление в ЖТ вторичного воздуха должно быть организовано не только с целью формирования требуемой радиальной эпюры температуры газа перед турбиной, но и для надёжного охлаждения стенок самой ЖТ, так как она является наиболее нагретым элементом камеры сгорания.

При использовании множества коротких секций ЖТ (длиной 15-20 мм) диаметр отверстия для подвода охлаждающего воздуха выбирают в диапазоне $1 \pm 0{,}2$ мм, а шаг между ними, как правило, $t = 1{,}5 \ldots 2d_{отв}$. Высоту щели обычно принимают $h = 1 \ldots 1{,}5$ мм, а длину козырька $l_к = 2{,}5 \ldots 3\ h$.

На рис. 2.3.8 показаны еще некоторые варианты подвода вторичного воздуха в жаровую трубу. В частности, на рис. 2.3.8, *г* показана схема подвода охлаждающего воздуха в пристеночный слой с помощью гофрированной ленты, устанавливаемой в радиальном зазоре между смежными секциями жаровой трубы.

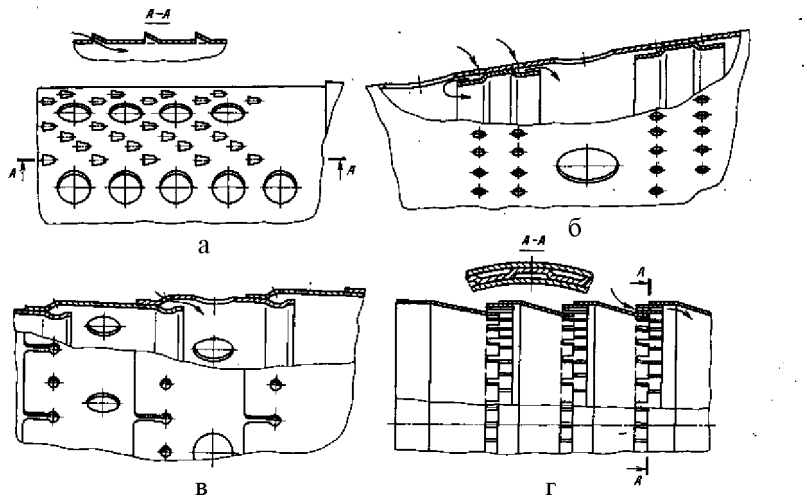


Рис. 2.3.8. Некоторые конструктивные способы организации поступления вторичного воздуха в жаровую трубу

Жаровая труба по сравнению с корпусом камеры сгорания имеет большее термическое удлинение. Поэтому у нее жестко закрепляют один конец. Обычно ее связывают с корпусом КС в головной части, а задняя часть расширяется в сторону турбины.

Отношение длины ЖТ к ее поперечному размеру у первых ГТД превышало 4, у современных двигателей его величина находится в диапазоне 2,5…3,0, а в перспективе она будет доведена до двух.

При разработке конструкции ЖТ большое внимание уделяют вопросу обеспечения её технологичности и ремонтопригодности.

2.3.3.2. Топливные форсунки

В камерах сгорания ГТД для распыла топлива используют форсунки струйного или центробежного типа. Более широкое распространение получили форсунки центробежного типа (рис. 2.3.9). В них топливо втекает в камеру закручивания через тангенциальные каналы (или через винтовую нарезку многозаходного шнека). Из форсунки топливо вытекает в виде пленки, образующей конус. По мере удаления от среза сопла пленка утоняется и разрывается, дробясь на мелкие капли.

Расход топлива через форсунку (кг/с) равен

$$G_T = \mu \cdot F_c \cdot \sqrt{2\rho_T \cdot \Delta p_\Phi} \ ,$$

где μ – коэффициент расхода (0,2…0,6 берут по прототипу);

F_c – площадь выходного сечения сопла, м^2;

ρ_T – плотность топлива, кг/м^3;

Δp_Φ – перепад давления на форсунке, Па.

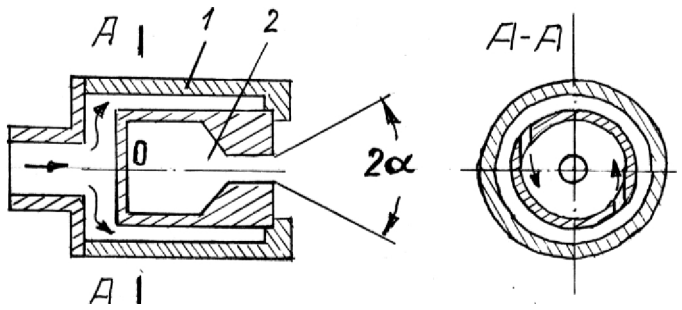


Рис. 2.3.9. Схема течения топлива в центробежной форсунке:
1 – корпус; 2 – камера закручивания; 2α – угол раскрытия факела

Известны также топливные форсунки центробежного типа, у которых закрутку топлива производят с помощью шнека, как показано на рис. 2.3.10. На входе у каждой такой форсунки предусмотрен фильтр с развитой поверхностью для тонкой очистки топлива, предотвращающий возможность засорения в шнеке винтообразных каналов, имеющих малое проходное сечение (с целью эффективного распыла топлива).

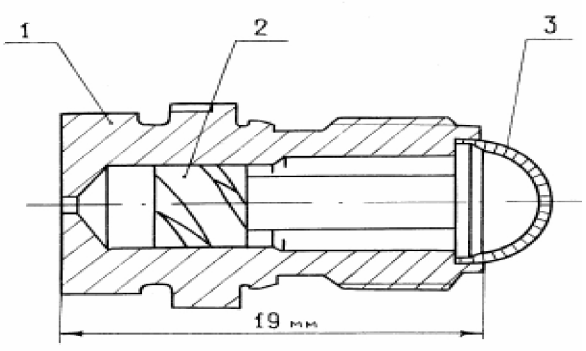


Рис. 2.3.10. Центробежная форсунка: 1 – корпус; 2 – шнек; 3 – фильтр

Нередко в камерах сгорания ГТД применяют двухсопловые центробежные форсунки с двумя каналами подвода топлива. При запуске двигателя топливо подают только через один канал. Но при достижении режима "малый газ" за счёт повышения давления топлива открывается клапан и топливо начинает поступать также по основному каналу. Таким образом, на высоких режимах в работе участвуют оба сопла.

Принцип работы двухсопловой форсунки понятен из рассмотрения рис. 2.3.11.

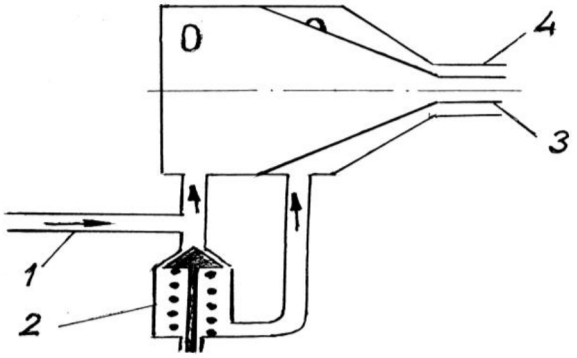


Рис. 2.3.11. Схема двухканальной топливной форсунки:
1 – подвод топлива; 2 – клапан перепускной; 3 – сопло 1-й ступени; 4 – сопло 2-й ступени

Как было отмечено, центробежные форсунки устанавливают внутри корпусов завихрителей. Воздушный поток, натекая на факел топлива, способствует его мелкодисперсному дроблению и образованию аэрозоля. Очевидно, что чем мельче произведен распыл топлива (до размера 15-20 мкм), тем быстрее происходит его испарение, необходимое для загорания топливовоздушной смеси. При этом следует учитывать, что время пребывания газов в КС должно составлять 5 – 8 миллисекунд.

Экзотической разновидностью топливной форсунки является вращающаяся форсунка. Схема подвода топлива к ней конструктивно сложна. Поэтому применение таких форсунок весьма проблематично.

Количество форсунок в двигателе может быть различным. В реальных конструкциях двигателей бывает от 9 до 140 форсунок.

Впервые многофорсуночная камера сгорания (со 140 форсунками) была создана в ОКБ Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова в начале 60-х годов. Она стала традиционной для всех авиационных ГТД марки "НК", начиная с двигателя НК-8.

Многофорсуночные КС позволяют достигать более равномерного распределения температуры газа по окружности. К тому же, поскольку форсунки здесь расположены концентрично в два ряда, то у таких камер легче формировать радиальную эпюру температур газа перед турбиной при доводке двигателя.

2.3.3.3. Система розжига камеры сгорания

Для начального зажигания топливовоздушной смеси в камере сгорания используют либо систему непосредственного розжига с помощью электрической свечи, либо применяют специальный воспламенитель, представляющий собой миниатюрную камеру сгорания. В первом случае разрядный промежуток электрической свечи размещают непосредственно в полости ЖТ, а во втором – электрическую свечу и пусковую топливную форсунку устанавливают в специальном корпусе вне ЖТ (рис. 2.3.12). Воздух внутрь воспламенителя подают из наружного кольцевого канала КС. Продукты сгорания топливовоздушной смеси из воспламенителя направляют в ЖТ и этим обеспечивают розжиг камеры сгорания.

У трубчатых и трубчато-кольцевых камер сгорания полости жаровых труб сообщены между собой пламеперебрасывающими патрубками, т.к. зажигательные устройства установлены не в каждой секции (их всего два).

В конструкции любого двигателя предусматривают возможность замены в процессе эксплуатации устройств, осуществляющих розжиг камеры сгорания.

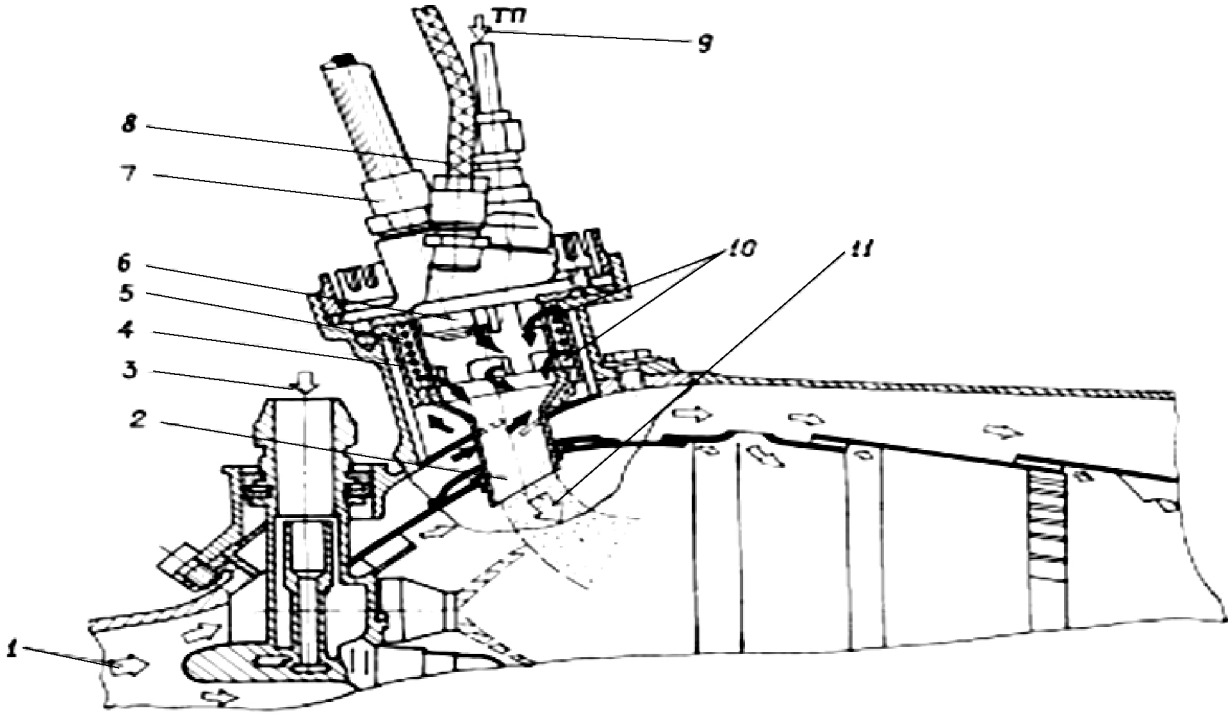


Рис. 2.3.12. Схема камеры сгорания с пусковым воспламенителем:
1 – направление движения основного потока; 2 – наружная втулка воспламенителя; 3 – подвод топлива к форсунке; 4 – внутренняя втулка; 5 – электроподогрев воздуха; 6 – электросвеча; 7 – кабель электросвечи; 8 – кабель электрообогрева; 9 – подвод пускового топлива; 10 – подвод воздуха к воспламенителю; 11 – выход продуктов сгорания из воспламенителя

2.3.3.4. Корпусы камеры сгорания

Корпусные элементы КС и ЖТ образуют каналы для течения вторичного воздуха между ними.

У трубчато-кольцевых и кольцевых КС корпусов два – наружный и внутренний. Эти корпусы подвержены действию избыточного давления газа, крутящих моментов, осевых сил. Как корпусы КС включены в силовую схему двигателя.

Иногда наружный корпус имеет продольный разъем, что упрощает сборку двигателя и осуществление контроля состояния ЖТ. Корпусы КС выполняют из жаропрочных сплавов.

Как правило, у КС корпусы представляют собой сварные узлы, состоящие из профилированных стенок и фланцев. С помощью фланцев наружный корпус КС крепится к спрямляющему аппарату компрессора (спереди) и к корпусу первого соплового аппарата турбины.

Иногда из корпусов КС осуществляют отборы воздуха для охлаждения элементов турбины, так как вторичный воздух нагревается всего лишь на 5–10^{o} С.

2.3.3.5. Входные диффузоры камеры сгорания

Для снижения скорости движения воздуха на входе в КС устанавливают диффузор. Он должен обеспечивать минимальные потери полного давления и притуплять чувствительность потока воздуха на входе в ЖТ при различного рода неравномерностях его параметров на выходе из компрессора (в случае отклонений при работе двигателя).

Конструктивно возможны различные типы диффузоров.

Наименьшие потери полного давления и наиболее равномерное поле скоростей обеспечивают безотрывные диффузоры с профилированным изоградиентным изменением площади проходного сечения (рис. 2.3.13). Однако такие диффузоры имеют большую длину. Так, у некоторых ГТД первого поколения она составляла до 40 % от общей длины КС.

Наибольшее распространение получила конструкция диффузора с короткой безотрывной частью и регламентированным срывом потока при внезапном расширении потока на уступах внутренней и наружной стенок (рис. 2.3.14).

В ступенчатом диффузоре проигрыш по величине гидравлических потерь невелик, но зато в нем обеспечивается более стабильный поток на входе в ЖТ при изменениях режимов работы компрессора.

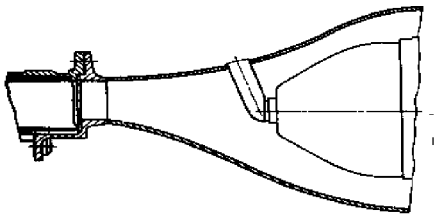


Рис. 2.3.13. Профилированный диффузор

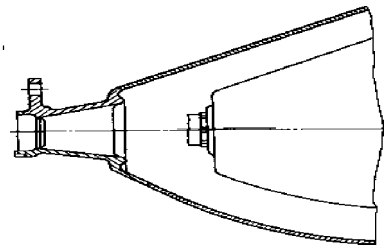


Рис. 2.3.14. Ступенчатый диффузор

Известна конструкция диффузора с кольцевым конусным разделителем потока, соединенным с головной частью ЖТ (рис. 2.3.15). В разделителе предусмотрены отверстия для прохода первичного воздуха к фронтовому устройству ЖТ.

Коммуникации (например, трубопроводы подвода масла к подшипникам и его слива) или силовые элементы в зоне диффузора целесообразно закрывать профилированными обтекателями для уменьшения гидравлических потерь воздушного потока.

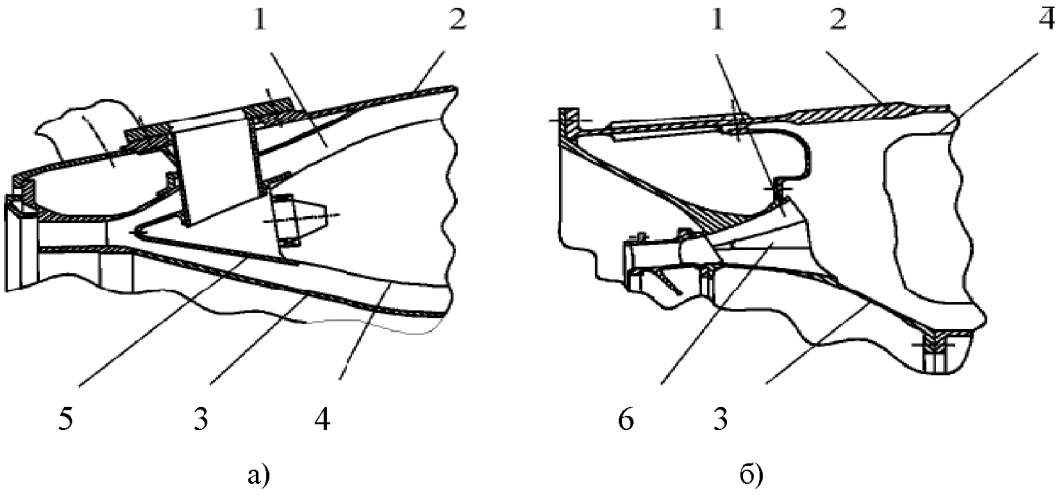


Рис. 2.3.15. Некоторые современные формы диффузоров:
а) диффузор с разделителем потока, соединённым с жаровой трубой, б) ступенчатый двухканальный диффузор;
1 – диффузор; 2 – наружный корпус КС; 3 – внутренний корпус КС;
4 – жаровая труба; 5 – обтекатель; 6 – разделитель потоков

2.3.3.6. Определение основных размеров камеры сгорания

С данными вопросами необходимо ознакомиться в учебниках [1,2,6,8].

Наиболее полно особенности проектирования камер сгорания ГТД изложены в последнем из рекомендуемых источников.

2.3.4. О дефектах, связанных с работой камеры сгорания

Дефекты, проявляемые при доводке КС, можно разделить на несколько групп.

1. Несоответствие технических данных узла требованиям, оговариваемым при его проектировании (т.е. невыполнение контрольных цифр, заявленных в ТУ на двигатель):
   - низкая полнота сгорания топлива,
   - завышенная масса КС,
   - высокая трудоемкость изготовления,
   - малый КИМ,
   - повышенное гидравлическое сопротивление КС,
   - повышенная окружная неравномерность температуры газа,
   - несоответствие радиальной эпюры температуры газа исходным требованиям,
   - нестабильный розжиг КС в высотных условиях,
   - самопроизвольное погасание КС при резком сбросе газа,
   - несоответствие эмиссии выхлопных газов нормам ИКАО.
2. Аномальный характер процесса горения:
   - превышение допустимых норм пульсаций давления в КС,
   - вибрационное горение, приводящее к разрушению элементов конструкции КС.
3. Дефекты, связанные с тепловым состоянием КС:
   - коксование топлива в форсунках или в кольцевом коллекторе,
   - прогар стенок ЖТ (местный),
   - перегрев, деформация или растрескивание стенок ЖТ,
   - заброс температуры газа при запуске двигателя.
4. Прочностные дефекты:
   - разрушение корпуса КС вследствие термоциклирования режимов работы двигателя,
   - потеря герметичности корпуса форсунок.

2.3.5 Материалы, используемые в элементах камеры сгорания

Материалы для изготовления отдельных деталей КС выбирают в зависимости от их теплового состояния при работе с учетом действующих в них напряжений.

У корпусов КС в современных двигателях с высокой степенью сжатия температура стенок достигает 600°С. Для их изготовления применяют стали типа 12Х18Н9Т или ВЖ-102.

В случае использования литых корпусов применяют сплав ВЖЛ-14.

Стенки ЖТ имеют более высокую температуру, доходящую до 900°С и более (до 1000°С). Материалы, применяемые для изготовления ЖТ, должны соответствовать следующим требованиям:

1) высокие прочностные свойства при рабочих температурах (жаропрочность);

2) устойчивость к газовой коррозии (жаростойкость);

3) низкая склонность к растрескиванию при многократном термоциклировании;

4) технологичность**:** достаточная пластичность, обеспечивающая возможность штамповки, волочения, гибки и сварки.

Для изготовления ЖТ чаще всего применяют сплавы на никелевой основе: Х20Н80Т, ХН75МБТЮ, ХН70Ю и др.

Наибольшее распространение получил сплав ВХ-4А, но его надо защищать эмалью (для предотвращения образования окалины). В стадии отработки находится материал ПХ-23Ю5, превосходящий все существующие.

У авиационных ГТД толщина стенок ЖТ $\delta_{ст} = 1 \pm 0{,}2$ мм, а у ГТУ – $\delta_{ст} = 2{,}5\ldots3$ мм.

2.3.6 Двухзонные камеры сгорания

После ужесточения экологических норм на эмиссию выхлопных газов в ГТД начали использовать двухзонные камеры сгорания. При разработке их конструкции были приняты во внимание следующие основные положения.

1. Температура продуктов сгорания (рис. 2.3.16) зависит от коэффициента избытка воздуха α (при фиксированной величине $T_к^*$). Таким образом, изменяя соотношение компонентов, т.е. варьируя величиной α, можно в различных зонах камеры сгорания управлять величиной температуры продуктов сгорания.

2. Из трех видов вредных веществ, содержащихся в выхлопных газах (NO_x, CO и C_nH_m), наиболее токсичными являются окислы азота.

3. Интенсивное образование окислов азота происходит в высокотемпературных зонах КС. При этом следует учесть, что содержание азота в топливе пренебрежимо мало. Окисляется азот, содержащийся в воздухе. Так, например, даже при отсутствии горения в воздухе, нагретом до температуры 1800К, начинают образовываться окислы азота. И этот процесс интенсифицируется с ростом температуры (при $\Delta T_г = 100°$ концентрация NO_x увеличивается вдвое).

4. Окись углерода образуется при горении «богатых» ТВС в условиях недостатка кислорода. Доокисление CO идет очень медленно. В «бедных» смесях в зоне горения CO практически не образуется.

5. В обычных КС наибольшее количество CO и C_nH_m образуются на режиме «малый газ». Здесь полнота сгорания более низкая из-за ухудшения распыла топлива.

6. Повышение температуры пламени, приводящее к увеличению содержания в выхлопном газе окислов азота, ведет к уменьшению доли CO и C_nH_m.

7. Время пребывания должно быть минимизировано.

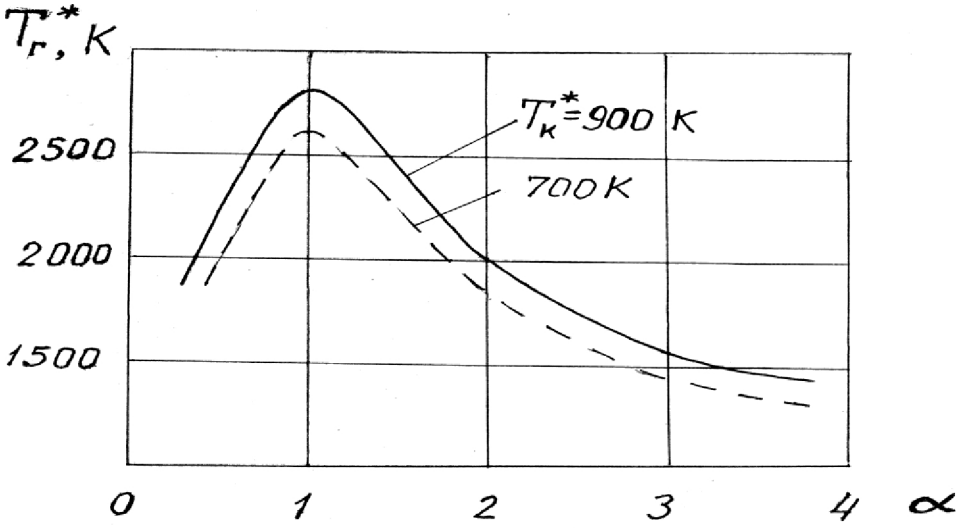


Рис. 2.3.16. Температура газа в зоне горения

Двухзонные КС бывают нескольких типов.

1) Зоны горения расположены параллельно (рис. 2.3.17).

Наружная зона является дежурной. При запуске и на режиме «малый газ» работает только она. Воздух подается в количестве, необходимом для стехиометрического соотношения, поэтому на этом режиме содержание в продуктах сгорания CO и C_nH_m будет незначительным.

Внутренняя зона вступает в работу при повышении режима. Состав смеси в ней делают «бедным» и это позволяет получить низкий уровень содержания в выхлопных газах окислов азота. Такой тип камеры предложен на фирме «Дженерал-электрик».

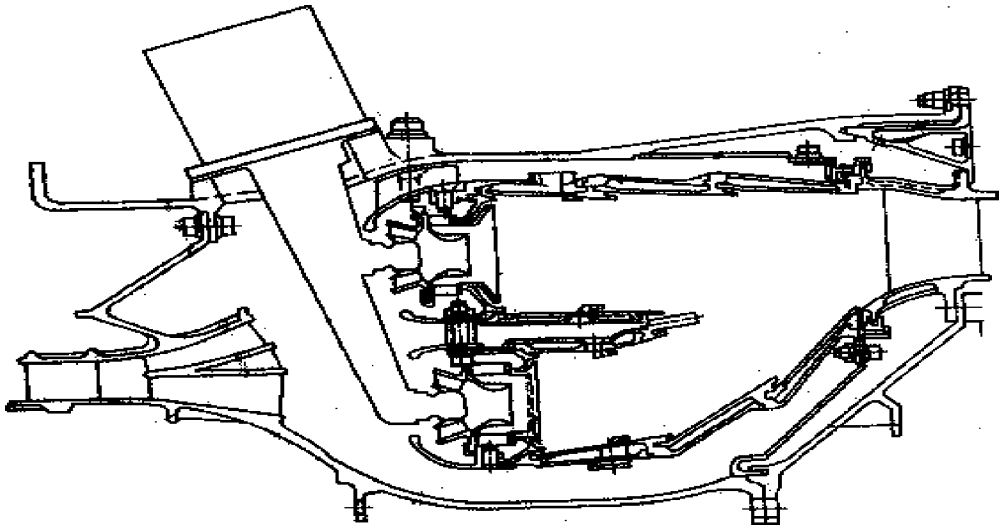


Рис. 2.3.17. Двухзонная камера сгорания
с параллельным расположением зон горения

2) Зоны горения в ЖТ расположены последовательно, они разнесены по её длине и по диаметру (рис. 2.3.18).

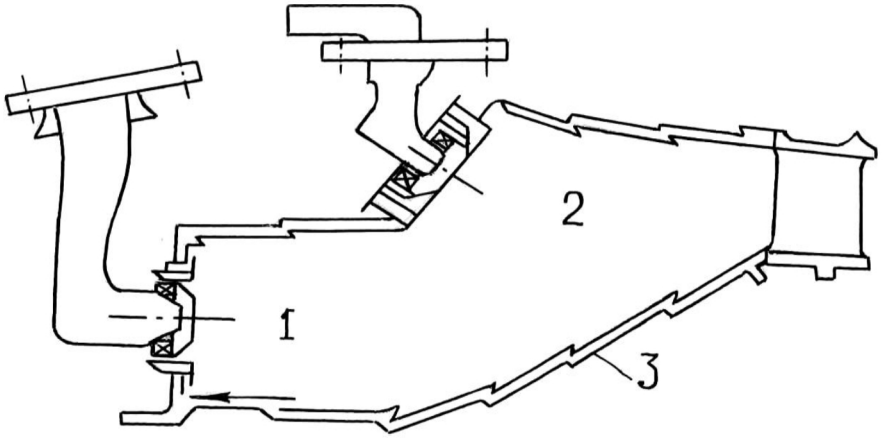


Рис. 2.3.18. Схема жаровой трубы с зонами горения,
разнесенными по радиусу и по длине (двигатель PW-4000):
1 – дежурная зона; 2 – основная зона горения; 3 – жаровая труба

Первая зона в ЖТ является дежурной. У нее также имеет место незначительная эмиссия CO и C_nH_m, так как на низких режимах в эту зону подают все топливо, поддерживая близкое к стехиометрическому соотношение компонентов, т.е. обеспечивают здесь высокую температуру пламени.

Вторая зона находится по ходу движения потока после первой. У нее есть свои стабилизаторы горения и топливные форсунки. Она является основной. В этой зоне процесс горения происходит на «бедных» смесях при температуре пламени 1800 – 1900 К, когда образование окислов азота происходит менее активно.

Такой тип двухзонной камеры сгорания разработан на фирме «Пратт-Уитни».

Разработка двухзонных камер сгорания была начата сравнительно недавно, но в будущем они будут превалировать.

При разработке новых конструкций классические схемы камер сгорания не смогут обеспечить требуемые нормами ИКАО эмиссионные характеристики ГТД. Особенно если учесть, что развитие двигателестроения идет по пути повышения их теплонапряженности и, в частности, связано с увеличением температуры газа перед турбиной, которая в перспективе достигнет 1800 К и далее 2000 К.

2.3.7 О ресурсе камеры сгорания

Камера сгорания является узлом, оказывающим существенное влияние на ресурс ГТД, подчас конкурируя с турбиной.

Требования к ресурсу КС изначально оговаривают в ТЗ на разработку двигателя. При этом после проведения Государственных испытаний в процессе передачи КС в серийное производство ей устанавливают исходный начальный ресурс – то минимальное время, в течение которого изготовитель должен гарантировать надежную работу КС в эксплуатации. Величина этого ресурса обязательно должна быть подтверждена длительными стендовыми (в том числе эквивалентно-циклическими), а также летными испытаниями.

В серийном производстве гарантийный ресурс непрерывно повышают, внедряя конструктивные мероприятия по дефектам, проявившимся в эксплуатации или выявленным при разборках двигателей. При этом надежность внедряемых конструктивных мероприятий должна быть проверена длительными стендовыми испытаниями.

Межремонтный ресурс – это время работы КС, по истечении которого необходимо производить ее капитальный ремонт. Обычно межремонтный ресурс по величине наработки ГТД назначают вдвое меньше заявленного общетехнического ресурса (иногда втрое). Так, в транспортной авиации при общетехническом ресурсе ГТД 15000 ч ремонт КС производят через 7500 ч (или через 5000 ч, если предусмотрено проведение двух ремонтов КС).

У ГТД для военной авиации эти цифры на порядок ниже.

2.4. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ

2.4.1. Общие сведения

Газовая турбина представляет собой конструктивное устройство, в котором происходит преобразование энергии газового потока в механическую энергию, передаваемую в виде крутящего момента для привода компрессора, вентилятора, винта (в зависимости от типа ГТД), а также для привода агрегатов двигательных и самолетных систем.

Горячий газ приводит во вращение роторную часть турбины и в процессе этой работы происходит не только увеличение удельного объема газа, но также значительно снижается его температура.

По направлению движения газа бывают осевые и радиальные турбины. В АГТД более широко применяют турбины осевого типа, т.к. они имеют меньшие габариты и массу. Радиальные турбины применяют во вспомогательных ГТД и в малоразмерных двигателях небольшой мощности, у которых диаметры рабочих колес сравнительно невелики.

2.4.2. Основные требования, предъявляемые к турбине

Турбина является важнейшим узлом двигателя. От ее работоспособности в значительной мере зависит ресурс и надежность двигателя. Поэтому к ней предъявляют целый ряд весьма жестких требований. Основные из них:

– высокая надежность;
– большой ресурс;
– минимально возможные масса и габаритные размеры;
– простота конструкции;
– высокий КПД;
– минимально возможный потребный расход воздуха на охлаждение наиболее нагретых элементов турбины;
– обеспечение приемлемого теплового режима подшипниковых узлов;
– обеспечение теплового режима стенок масляных полостей опор, исключающих возможность термического разложения, коксования и загорания масла;
– технологичность конструкции, обеспечивающая ремонтопригодность;
– обеспечение возможности осмотра состояния лопаток в процессе эксплуатации и диагностики работоспособности узла.

Именно с учетом комплекса этих требований осуществляют выбор конструкции турбины, материалов её деталей и производят проектирование системы охлаждения наиболее нагретых элементов турбины, а также систем наддува уплотнений и суфлирования масляных полостей её подшипниковых опор.

2.4.3. Классификация турбин

Тип турбины определяют по ряду отличительных признаков:

- по способу обеспечения работоспособности сопловых и рабочих лопаток различают турбины с охлаждаемыми и неохлаждаемыми лопатками;
- по конструкции турбины бывают с разъемными и неразъемными роторами;
- по числу ступеней бывают одно- и многоступенчатые турбины (при этом многоступенчатые турбины бывают и одновальными, а двухвальные и трёхвальные турбины состоят из отдельных каскадов);
- по расположению дисков турбины бывают с дисками, размещёнными между подшипниковыми опорами, или с консольным их расположением.

2.4.4. Некоторые виды конструктивно-силовых схем турбин

Для упрощения примеры таких схем приведены применительно к ТРД, ТВД и ТРДД (наружный контур условно не показан). Конструктивно-силовая схема турбины любого типа двигателя в наибольшей мере зависит от размещения подшипников, на которые опирается её ротор, а также от того, каким образом от этих подшипников передаются нагрузки на статор и узел подвески ГТД. Ниже рассмотрены наиболее типичные конструктивно-силовые схемы одно-, двух- и трёхкаскадных турбин ранее созданных авиационных двигателей.

2.4.4.1. Одновальные турбины

У однокаскадной турбины используют несколько вариантов расположения рабочих колёс относительно опорных подшипников её вала. Так, например, на рис. 2.4.1 показано консольное размещение турбины относительно роликового подшипника, связанного с внутренним корпусом камеры сгорания.

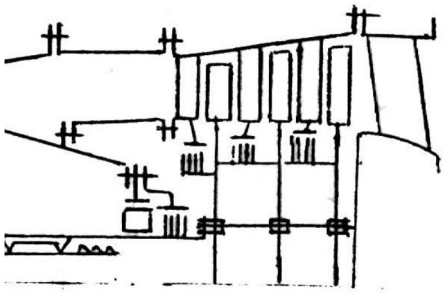


Рис. 2.4.1. Консольное расположение трёхступенчатой турбины относительно роликового подшипника, связанного с внутренним корпусом камеры сгорания (двигатель АИ-20)

На рис. 2.4.2 приведена схема многоступенчатой турбины, вал которой опирается на два роликовых подшипника. У переднего подшипника, установленного перед турбиной, наружная обойма связана с корпусом камеры сгорания. Задний подшипник установлен в опоре, размещённой за турбиной. Корпус этого подшипника связан с наружной оболочкой двигателя.

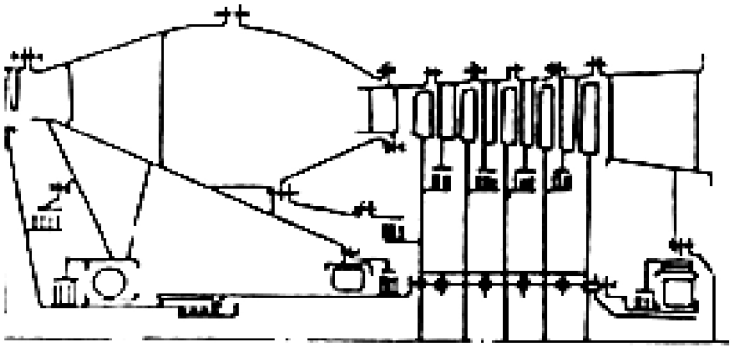


Рис.2.4.2. Двухопорная многоступенчатая турбина (двигатель НК-12)

На рис.2.4.3 приведен ещё один вариант конструктивно-силовой схемы одновальной турбины с использованием концевой опоры, в которой установлен роликовый подшипник. В такой схеме второй подшипник ротора турбокомпрессора размещают в компрессоре.

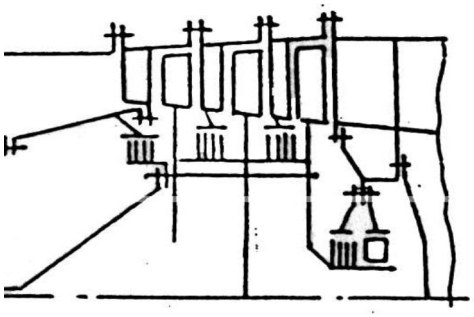


Рис. 2.4.3. Турбина, ротор которой опирается на подшипник, установленный в задней опоре (двигатель РД- 36 -51)

2.4.4.2. Двухвальные турбины

У двухвальных турбин наиболее распространёнными являются два типа конструктивно-силовых схем. Так, в конструкции, показанной на рис. 2.4.4, турбина высокого давления размещена консольно относительно роликового подшипника, связанного с внутренним корпусом камеры сгорания. А турбина низкого давления опирается на подшипник, установленный в задней опоре.

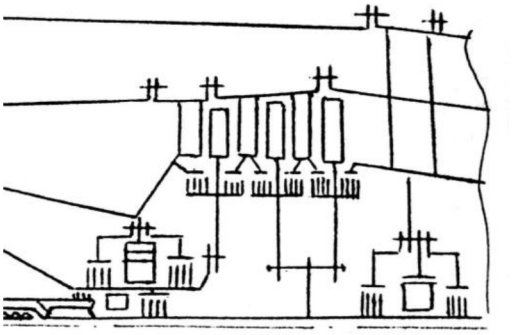


Рис. 2.4.4. Двухвальная турбина, роторы которой опираются на подшипники, установленные перед турбиной (ротор ТВД) и за ней (ротор ТНД) (двигатель АИ-25)

Второй тип конструктивной схемы двухвальной турбины представлен на рис. 2.4.5.

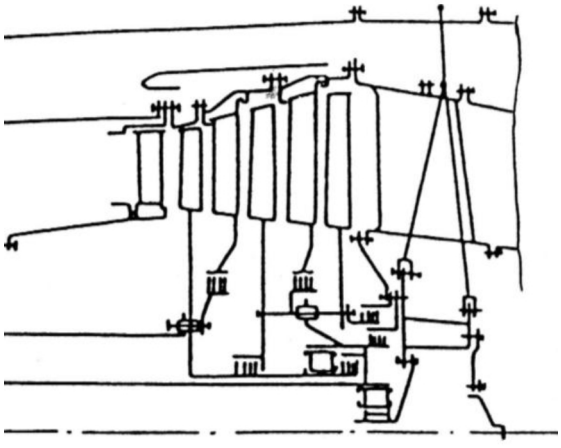


Рис. 2.4.5. Двухвальная турбина, у которой ротор ТНД связан с подшипником, установленным в задней опоре, а ротор ТВД опирается на межвальный подшипник (по такой схеме созданы турбины всех двухвальных ТРДД марки «НК»)

Следует отметить, приведенные схемы двухвальных турбин обеспечивают их надёжную работу при больших ресурсах двигателей. Известны ещё некоторые типы конструктивно-силовых схем ТРДД, но они менее эффективны и не обеспечивают возможности больших наработок двигателей.

2.4.4.3. Трехвальные турбины

У трёхвальных ТРДД в конструкцию турбины должны входить три подшипника. Поэтому конструктивно-силовые схемы турбин таких двигателей являются наиболее сложными. К тому же для них характерна повышенная теплонапряженность подшипниковых узлов, а их тепловая защита представляет собой весьма сложную проблему

На рис.2.4.6 показана конструктивно-силовая схема турбины, у которой каждый из трёх роторов опирается на роликовый подшипник, связанный со статором.

В турбине с такой силовой схемой межкаскадная опора совмещена со вторым сопловым аппаратом, через полые раскалённые лопатки которого проложены масляные трубопроводы и каналы суфлирования масляной полости этой опоры.

Опора ротора, приводящего во вращение вентилятор, размещена за турбиной, т.е. в сравнительно низкотемпературной зоне.

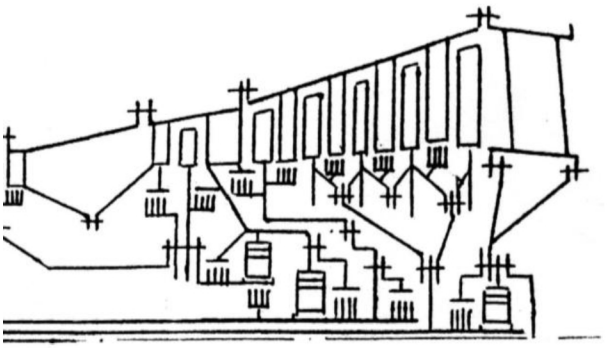


Рис. 2.4.6. Турбина с двумя опорами: межкаскадной и концевой (двигатели Д-18 и Д-36)

Второй тип конструктивно-силовой схемы трёхкаскадной турбины показан на рис. 2.4.7. В этой схеме все три подшипника размещены в одной масляной полости. Опора турбины расположена в зоне третьего соплового аппарата. При этом ротор ТВД опирается на межвальный подшипник. Подшипники роторов ТСД и ТНД связаны со статором турбины: корпус подшипникового узла с помощью силовой тонкостенной диафрагмы соединён с внутренним корпусом опоры, а последний связан шестью силовыми стойками с наружным корпусом опоры.

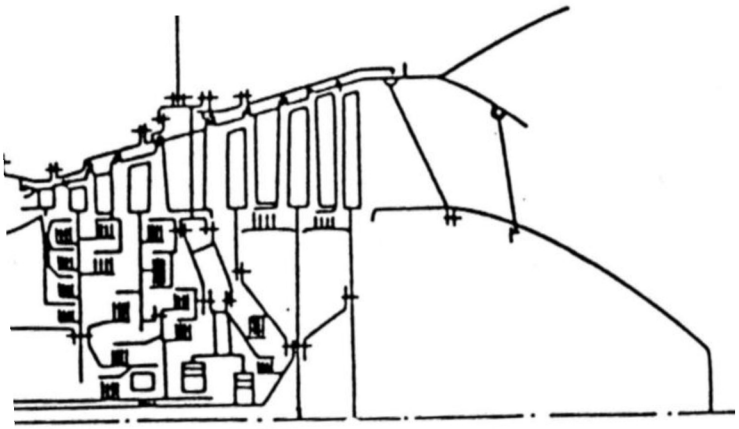


Рис. 2.4.7. Турбина с одной опорой и общей масляной полостью для подшипников трёх роторов (двигатели НК-25, НК-56)

Из представленных материалов видно конструктивное многообразие турбин авиационных газотурбинных двигателей, предназначенных для самолётов.

2.4.5. Основные показатели, характеризующие степень совершенства турбины

1. Коэффициент полезного действия. У двигателей первого поколения он не превышал 0,85, а у современных ГТД достиг 0,92. В перспективе КПД турбины вряд ли превысит величину 0,95.

2. Удельная масса турбины ($m_{\text{Т}}$) представляет собой отношение массы турбины к развиваемой ею мощности. У созданных двигателей этот показатель по статистике имеет разброс от 0,01 до 0,03 кг/кВт.

3. Доля турбины в общей массе ТРДД имеет уровень от 20 до 30%. При этом половина массы турбины приходится на ротор, до 30% – составляет масса СА и до 20% – масса её корпусных деталей.

4. Величина потребного отбора воздуха из компрессора для охлаждения наиболее нагретых элементов турбины. При конкретном уровне $T_{\text{г}}^{*}$ она зависит от совершенства конструкции турбины и, в частности, от эффективности её системы охлаждения.

2.4.6. Роторы турбин

В состав роторов входят валы, диски с установленными в них рабочими лопатками, цапфы, кольцевые проставки и другие соединительные элементы. В турбинах ГТД обычно используют роторы вальнодискового типа. Ниже рассмотрены особенности конструкции основных элементов роторов турбин.

2.4.6.1. Рабочие лопатки

Рабочие лопатки (далее РЛ) обеспечивают преобразование энергии газового потока в механическую работу турбины. Усилия от действия газа на РЛ через диск и соединительные элементы передаются на вал. Лопатки работают при высоких температурах и несут большие нагрузки. Поэтому к конструктивным формам, к способу крепления в дисках, к выбору материалов и технологии изготовления РЛ предъявляют особо жесткие требования.

Основные элементы РЛ показаны на рис. 2.4.8.

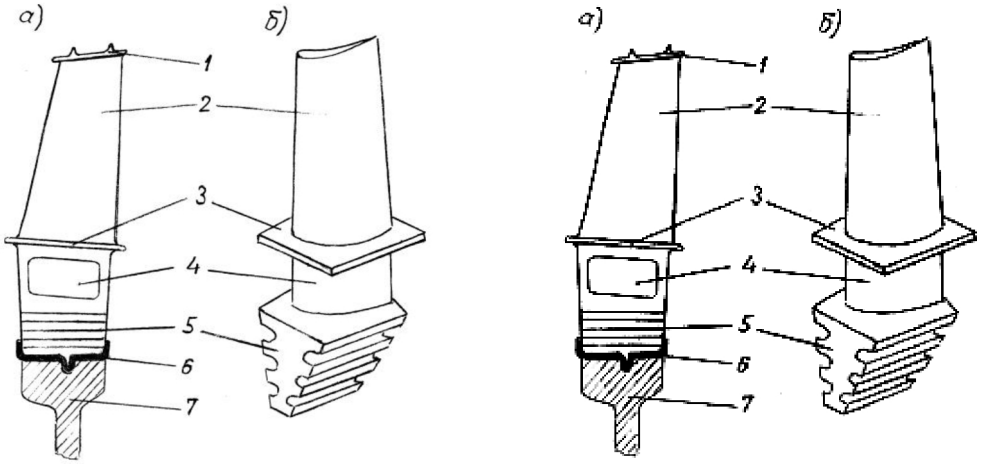


Рис. 2.4.8. Основные элементы рабочих лопаток турбины: а – лопатка с бандажной полкой; б – лопатка без бандажной полки; 1 – бандажная полка; 2 – перо лопатки; 3 – полка; 4 – ножка; 5 – хвостовик; 6 – фиксатор; 7 – диск рабочего колеса

Бандажные полки обычно устанавливают на первых ступенях турбины. На внешней поверхности полок выполняют один или несколько гребней, играющих роль лабиринтного уплотнения, что позволяет уменьшить перетекание горячего газа мимо лопаточной решетки и повысить КПД ступени. Вторым достоинством бандажных полок является повышение вибропрочности лопаток, а к их недостаткам следует отнести усложнение конструкции и увеличение массы РЛ.

По сравнению с лопатками компрессора для РЛ турбины характерны более массивные и изогнутые по высоте профили. Из соображений прочности и жесткости перо РЛ выполняют с уменьшением площадей от корня к периферии.

Перо лопатки имеет сложную пространственную форму. Его профилирование производят по результатам газодинамических и прочностных расчетов. Центры тяжести расчетных сечений располагают либо на радиальном луче, проходящем через центр тяжести корневого сечения пера, или же на луче, наклоненном к радиальному. Во втором случае момент изгиба от действия центробежной силы должен быть направлен против момента от газовых сил.

В нижней части перо лопатки переходит в полку хвостовика. Совокупность полок хвостовиков в лопаточной решетке, смыкаясь между собой, формирует проточную часть газового тракта по втулочному сечению. Хвостовик лопатки служит для закрепления её в диске. Ножка хвостовика позволяет отдалить обод диска от горячей проточной части с целью уменьшения теплоподвода к нему.

2.4.6.2. Диски

Диски служат для размещения на них РЛ и передачи на вал крутящего момента и осевой силы от своего рабочего колеса. Диск состоит из обода, полотна и ступицы (в том случае, если в центре диска имеется отверстие для пропуска вала другого каскада).

Формы дисков многообразны. На рис.2.4.9 приведены некоторые варианты конструкций дисков турбин.

На диске могут быть выполнены фланцы или развитые бурты для соединения их с валом либо между собой. При необходимости на диске предусматривают кольцевые выступы с нарезанными гребешками лабиринтных уплотнений, а также выступы для крепления дефлекторов или балансировочных грузов. Иногда у ступицы диска заодно с ней выполняют удлиненный хвостовик для опорного подшипника. Но в конструкциях современных турбин к дискам присоединяют промежуточные цапфы, на которых размещают подшипники. Это способствует повышению их ремонтопригодности.

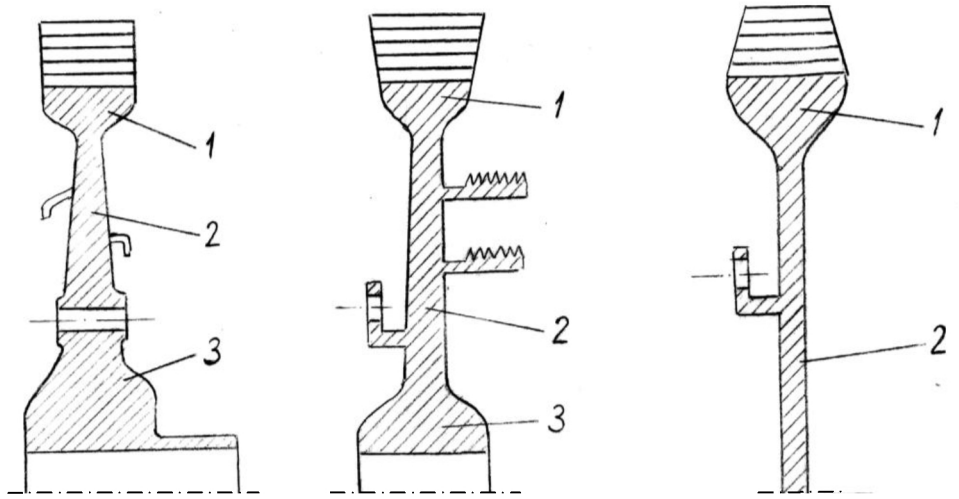


Рис. 2.4.9. Примеры различных конструктивных форм турбинных дисков:
1 – обод; 2 – полотно; 3 – ступица

Обод представляет собой уширенную периферийную часть диска. Она служит для размещения РЛ и при необходимости используется для подвода воздуха через радиальные каналы к хвостовикам охлаждаемых лопаток.

2.4.6.3. Соединение лопаток с дисками

Наибольшее распространение получило крепление турбинных лопаток с помощью хвостовика «елочного» типа.

Основные достоинства хвостовиков данного типа:

– сравнительно небольшой размер (в плоскости диска), позволяющий разместить на ободе большее количество лопаток по сравнению с другими конструкциями соединений, и масса рабочего колеса турбины при таком типе соединения получается минимальной;

– свободная посадка РЛ в диске позволяет им самоустанавливаться, что снижает напряжения изгиба от действия центробежных сил;

– так как в нерабочей зоне зубьев хвостовиков между ними и пазами в диске есть зазоры, то продувка воздуха через эти неплотности позволяет дополнительно охлаждать хвостовики лопаток и обод диска;

– при повреждении отдельных лопаток они легко могут быть заменены.

Но у соединения лопаток с диском «елочного» типа есть и недостатки:

– малая поверхность соприкосновения хвостовика лопатки с диском затрудняет отвод тепла от лопатки в диск;

– вследствие малых радиусов закруглений в зубьях хвостовика лопатки возникают большие напряжения, что может приводить к образованию усталостных трещин;

– дорогостоящий процесс изготовления как пазов в диске, так и хвостовиков у лопатки вследствие необходимости обеспечения высокой точности обработки сопрягаемых элементов (по шагу, углу и по множеству размеров).

Рекомендуемые цифровые величины основных геометрических размеров и количество пар зубьев в системе «диск – лопатка» приведены в [2, 10]. Данные материалы следует использовать при выполнении курсового проекта по дисциплине «Конструирование узлов авиационных двигателей и энергетических установок».

2.4.6.4. Осевая фиксация лопаток.

Для исключения возможности перемещения лопаток вдоль паза (в процессе работы двигателя) их закрепляют, используя фиксаторы различной конструкции.

Например, пластинчатые замки (рис. 2.4.10) по форме идентичны тем, которые используют для фиксации рабочих лопаток в компрессоре. Аналогично применяют и групповую фиксацию лопаток с помощью разрезных колец.

При наличии около турбинного диска дефлектора последний может быть удлинен до лопаточной полки. При этом он будет не только фиксировать спереди лопаточные хвостовики, но и препятствовать просачиванию горячего газа сквозь неплотности в соединениях рабочих лопаток с диском.

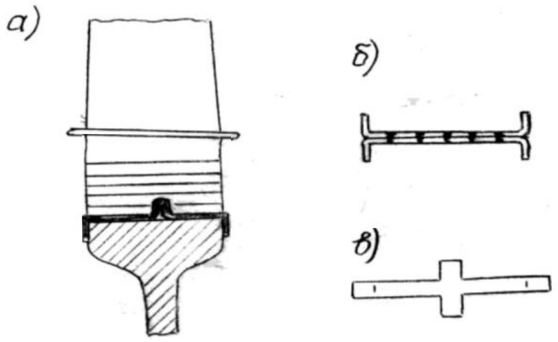


Рис. 2.4.10. Пластинчатые замки отгибной конструкции

2.4.6.5. Соединения дисков и валов

Элементы, соединяющие диски турбины с валами, передают большие нагрузки от крутящего и изгибающего моментов, а также от осевых сил, действующих на ротор. Кроме того, они должны выдерживать дополнительные нагрузки в случае возникновения вибраций ротора. При этом следует учесть, что эти узлы турбины работают при относительно высокой температуре и в условиях термоциклирования.

К указанным соединениям предъявляют следующие основные требования:

- минимально возможная масса при обеспечении необходимой прочности;
- сохранение центровки и балансировки ротора в течение межремонтного ресурса (в холодном и в горячем состоянии);
- обеспечение максимально возможного термического сопротивления в местах стыка диска с валом;
- технологичность конструкции, обеспечивающей простоту изготовления и сборки узла, а также его ремонтопригодность.

Соединения дисков с валом и дисков между собой могут быть неразъемными и разъемными. Но конструкции турбин с неразъемными соединениями дисков с валами и дисков между собой до настоящего времени широкого распространения не получили. На рис.2.4.11 показаны некоторые способы соединений дисков с валами турбины.

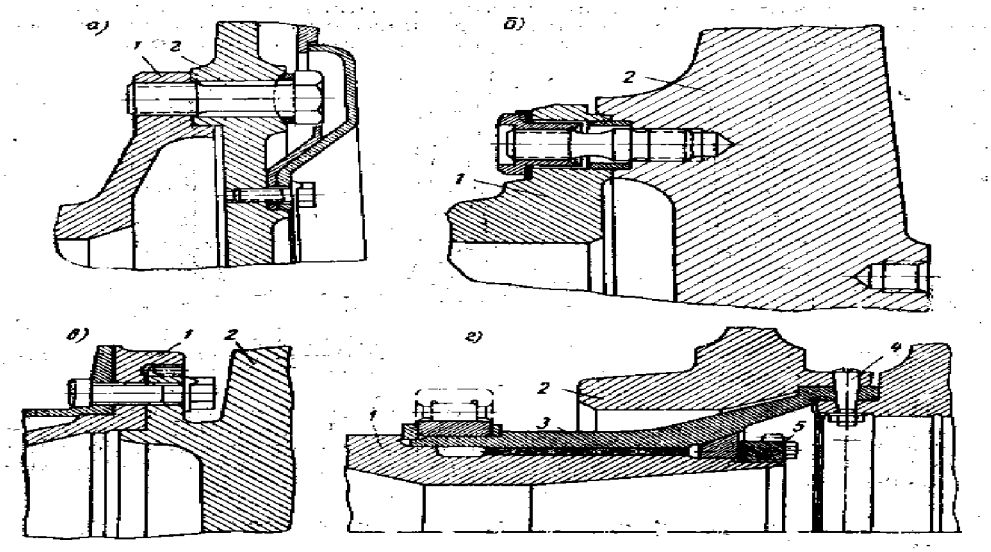


Рис. 2.4.11. Виды соединений дисков турбины с валами:
1 – вал; 2 – диск турбины; 3 – цапфа; 4 – болт (конический); 5 – гайка

К числу разъемных относятся широко распространенные фланцевые соединения с использованием торцовых шлиц, призонных болтов, призонных втулок или призонных штифтов. Для обеспечения соосности соединяемых узлов и деталей конструкторы используют либо цилиндрические пояски, либо сами элементы призонного соединения – болты, втулки, штифты.

Осевая сила в таких соединениях воспринимается стяжными болтами. Ряд конструктивных типов соединений дисков турбины между собой приведен в [2] и разделе 2.4.10 данного учебного пособия.

2.4.7. Статоры турбин

Статор турбины включает: корпус, сопловые аппараты, опору турбины и соединяемые с ними неподвижные детали (например, уплотнения, элементы подвода охлаждающего воздуха и др.).

2.4.7.1. Корпус турбины

Как правило, корпус турбины представляет собой оболочку в виде усеченного конуса. В нем размещены и закреплены сопловые аппараты. Корпус турбины осуществляет основную связь с КС, с опорой турбины и с выходным устройством двигателя. Он также формирует внешнюю границу проточной части газового тракта. Обычно корпус турбины бывает составным. Разъемы в нем чаще всего выполняют поперечными. Число разъемов определяется конструкцией турбины, количеством каскадов и ступеней турбины.

Деформация корпуса турбины должна быть минимальной, т.к. она приводит к местному уменьшению радиальных зазоров.

Для уменьшения массы соединительных фланцев между отверстиями под крепежные болты выполняют выборки металла (фрезеровки).

Корпус чаще всего изготавливают из листового материала сваркой встык (по образующей) с последующей приваркой фланцев.

В корпусе предусматривают специальные лючки для обеспечения возможности осмотра состояния лопаток в процессе эксплуатации.

2.4.7.2. Сопловые аппараты

Сопловые лопатки, собранные в кольцевую решетку, образуют сопловой аппарат (СА). Он служит для частичного преобразования потенциальной энергии газа в кинетическую. В каждой ступени турбины СА устанавливают перед рабочим колесом (рис. 2.4.12).

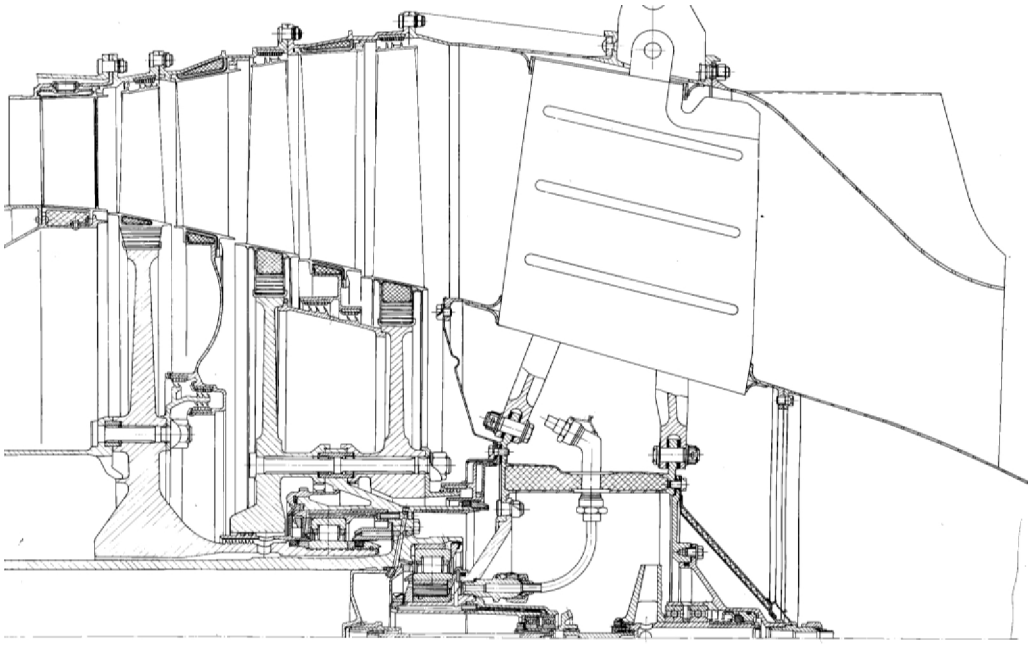


Рис. 2.4.12. Турбина двигателя НК-86

По сравнению с РЛ лопатки СА испытывают значительно меньшие механические нагрузки. Но они подвержены действию высоких температурных напряжений, особенно 1-й СА при запуске и на переходных режимах работы двигателя. На надежность лопаток СА негативное влияние оказывает неравномерность температурного поля на выходе из КС, особенно окружная (которая бывает ±100К и более). Она приводит к различным термическим удлинениям отдельных лопаток. Для того чтобы данное явление не приводило к короблению деталей СА, его лопатки закрепляют в наружном силовом корпусе, обеспечивая свободу их удлинения в направлении внутреннего корпуса, который должен обладать малой жесткостью или быть разрезным [2].

Сопловые аппараты обычно не включают в силовую схему двигателя. Лопатки СА нагружены только силами, возникающими при обтекании их газом.

В тех случаях, когда у двух- или трехвальных ГТД подшипниковый узел размещен внутри турбины (рис. 2.4.6 и 2.4.7), то СА используют в качестве конструктивного элемента опоры. Но при этом силовую связь наружного корпуса турбины и внутреннего корпуса подшипникового узла осуществляют с помощью радиальных силовых стоек, имеющих овальное или приплюснутое сечение. Обычно их бывает 6 штук.

В такой конструкции внутри полых лопаток СА прокладывают не только указанные силовые стойки, но и размещают трубопроводы подвода и слива масла, трубы суфлирования и другие коммуникации. Т.к. эти трубопроводы проложены внутри раскаленных сопловых лопаток, то очевидно, что их надо защищать от перегрева.

В ряде ГТД лопатки СА объединяют в блоки, включающие от двух до четырех лопаток.

2.4.8. Зазоры между ротором турбины и статором

Между деталями ротора и статора есть два вида зазоров: радиальные и осевые.

2.4.8.1. Радиальные зазоры

Для уменьшения величины утечек газов по радиальным зазорам между корпусом турбины и концами РЛ эти зазоры должны быть сведены к минимуму, что способствует повышению КПД турбины. Но при решении этой задачи должна быть исключена возможность задевания ротора о статор. Сложность заключается в том, что радиальные зазоры имеют переменную величину (рис. 2.4.13). Причем они зависят не только от режима работы двигателя, но также и от динамики его изменения.

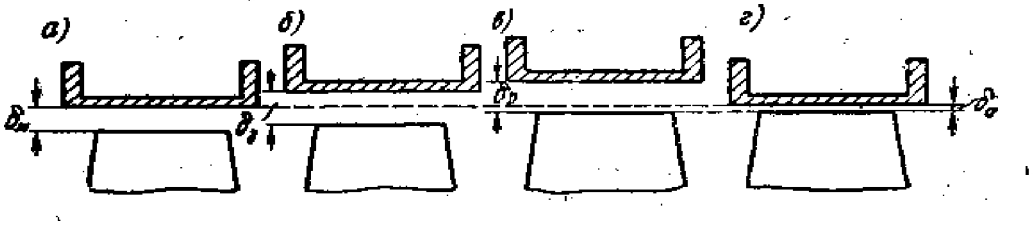


Рис. 2.4.13. Радиальные зазоры между корпусом и рабочими лопатками турбины:
а – монтажный зазор; б – зазор при запуске двигателя;
в – зазор на рабочем режиме двигателя; г – зазор при останове двигателя

Зазоры, указываемые в чертежах турбины, относятся к «холодному» состоянию двигателя. Их задают в пределах 1,5 – 3% от длины соответствующих лопаток. При запуске двигателя радиальные зазоры увеличиваются вследствие более быстрого прогрева статора по сравнению с ротором. Минимальную величину радиальные зазоры имеют при выключении двигателя, т.к. статор, имеющий меньшую тепловую инерционность, остывает быстрее по сравнению с массивным ротором.

Следует отметить, что радиальные зазоры между конструктивными элементами дисков турбин и сопловых аппаратов также имеют важное значение, так как они влияют на величину утечек охлаждающего воздуха из междисковых полостей в газовый тракт. По конструкции они сходны с уплотнениями между рабочими лопатками и корпусом.

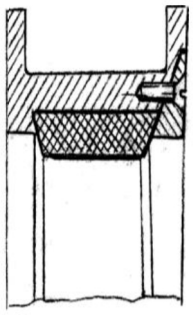


Рис. 2.4.14. Использование металлокерамических вставок

Во многих серийных ГТД для предохранения РЛ от повреждения, которое может произойти в случае их касания о корпус, используют металлокерамические вставки. Их помещают в трапециевидные пазы типа «ласточкин хвост» (рис. 2.4.14). После установки металлокерамических вставок их растачивают на нужный размер, а при ремонте турбины их заменяют. Композиционный материал вставок получают спеканием порошков Fe, Ni, Si и графита. Он легко срабатывается при касании ротора с такими вставками, что обеспечивает минимальный радиальный зазор.

В последние годы нашли широкое распространение сотовые вставки (рис.2.4.15). Соты имеют форму шестигранных ячеек. Их получают методом высокотемпературной пайки гофрированных лент толщиной 0,1…0,2 мм из жаростойкого материала. При касании о соты гребешков бандажной полки РЛ происходит выработка канавки во вставке, и за счет этого обеспечивается минимально возможный радиальный зазор. После приработки двигателя величины таких зазоров не превышают 0,2 мм.

Такой тип эффективно функционирующих уплотнений позволяет существенно повысить КПД турбины – от 1,5 до 3,0%. Больший эффект достигают при коротких лопатках, когда относительное влияние величины радиального зазора более существенно.

Такие уплотнения применяют также между элементами внутреннего корпуса турбины и ротором для уменьшения утечек охлаждающего воздуха из междисковых полостей.

При касании гребешков о сотовые вставки они врезаются в них и происходит выработка канавки во вставках (без оплавления самих гребешков). Геометрические размеры и формы самих ячеек сотовых вставок бывают весьма многообразны.

В конструкциях турбин современных ГТД именно такой вид уплотнений получил наибольшее распространение.

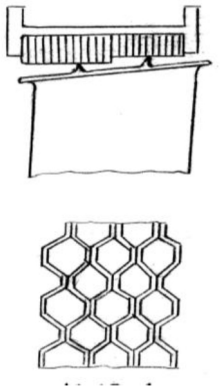


Рис. 2.4.15. Сотовые вставки

2.4.8.2. Осевые зазоры

Упорные шарикоподшипники роторов турбокомпрессоров, как правило, размещают в зоне компрессорных опор. Поэтому при прогреве двигателя удлинение вала от фиксирующей опоры происходит в сторону турбины. Статор также удлиняется назад, причем при запуске двигателя он удлиняется на большую величину, чем ротор. При выключении же двигателя он охлаждается быстрее, сокращая свое удлинение.

Указываемые в чертеже осевые зазоры должны исключать возможность касания ротора о статор. Они должны иметь оптимальную величину, иначе длина турбины будет необоснованно большой.

Осевые зазоры в турбине различают двух типов:

- между ободами дисков и внутренними бандажными кольцами СА;
- между выходными кромками лопаток СА и входными кромками РЛ.

Минимально необходимая величина зазора первого типа может быть определена расчетным путём. Исходными данными для этого являются: расстояние по длине от упорного подшипника до обода диска, температурное состояние соответствующих деталей на участке этой длины и материалы, из которых они изготовлены (т.е. коэффициент линейного удлинения). При проработке компоновки узла турбины в первом приближении величину рассматриваемого зазора можно задать приближенно**:**

$$\Delta = 0{,}0035\, L\ [\text{мм}],$$

где L_i – расстояние от упорного подшипника ротора до конкретного сечения в турбине, мм.

Для второго типа осевых зазоров при проведении расчётов их величину выбирают в первом приближении ~ 0,25 от длины хорды РЛ на среднем радиусе. А в процессе доводки двигателя величины этих зазоров уточняют, исходя из результатов испытаний.

2.4.9. Охлаждение элементов турбины

Одной из основных тенденций развития авиационных ГТД является повышение их теплонапряженности, обеспечивающее улучшение удельных показателей, характеризующих совершенство двигателей. В настоящее время у отдельных ГТД температура газа перед турбиной уже достигла 1600…1700 К, а в дальнейшем она будет увеличена. Поскольку используемые в турбине жаропрочные хромоникелевые сплавы обеспечивают длительную работоспособность рабочих лопаток при температуре $T_г^*$ не выше 1170 К, то при более высоких значениях $T_г^*$ обязательно должно быть предусмотрено их охлаждение.

Охлаждению подлежат диски и корпусные детали турбины. В тепловой защите также нуждаются масляные полости опор роторов и коммуникации масляной системы, связанные с подшипниками ротора турбины.

В связи с этим в турбине, кроме течения газа в её тракте, есть несколько потоков охлаждающего воздуха, которые движутся внутри валов, в кольцевых каналах между валами роторов и в междисковых полостях турбины. А в процессе проектирования и доводки ГТД идёт поиск рациональной схемы взаимодействия этих потоков.

2.4.9.1. Основные требования к системе охлаждения

Система охлаждения турбины должна обеспечивать высокую эффективность понижения температуры деталей до допустимого уровня при минимально возможном расходе охладителя, небольшой затрате мощности, малых потерях тепла и без снижения КПД турбины. При этом не должны существенно усложняться конструкция турбины, технология изготовления и сборки узла, условия эксплуатации, технического обслуживания и ремонта двигателя.

Ниже рассмотрены особенности воздушного охлаждения турбин.

По статистике при $T_г^*$ = 1600…1700 К суммарная величина расхода воздуха, отбираемого из компрессора для охлаждения элементов турбины, находится на уровне 10…15% от расхода воздуха через внутренний контур ТРДД.

Составляющие расхода воздуха, отбираемого для охлаждения турбины:

– 1-й СА	6…9 %,
– РЛ и диски	2,8…3,5 %,
– 2-й СА	не более 2 %,
– 2-е РК	1…3%,
– наружный корпус	0,1…0,3% .

2.4.9.2. Охлаждение лопаток турбины

2.4.9.2.1. Общие положения

Охлаждаемая лопатка представляет собой теплообменное устройство, в котором тепло, поступающее в тело лопатки от газа, отводится воздухом, продуваемым через ее внутреннюю полость. На стационарных режимах работы двигателя устанавливается баланс подводимого и отводимого тепла. При этом при определенных значениях $T_г^*$ и $T_в^*$ температура стенки лопатки $T_л$ будет зависеть от соотношения коэффициентов теплоотдачи от газа к стенке ($\alpha_г$) и от стенки к воздуху ($\alpha_в$). Уместно напомнить, что коэффициент теплоотдачи имеет размерность [кВт/м^2·град], т.е. он характеризует интенсивность энергии теплового потока, приходящуюся на один квадратный метр поверхности при разности температур между стенкой и омывающей её средой один градус.

Можно принять следующие упрощающие допущения:

- термическое сопротивление стенки пренебрежимо мало (т.е. тонкая стенка лопатки снаружи и внутри имеет одинаковую величину температуры $T_л$);

- величины поверхностей теплообмена снаружи и внутри лопатки равны.

Тогда в случае равенства коэффициентов теплоотдачи $\alpha_г = \alpha_в$ величина температуры стенки лопатки будет средней между уровнями температур газа и воздуха:

$$T_л = 0{,}5(T_г^* + T_в^*).$$

Очевидно, что в том случае, если $\alpha_в < \alpha_г$, то величина $T_л$ будет ближе к $T_г^*$, а если $\alpha_в > \alpha_г$, то температура стенки лопатки будет ближе к температуре охлаждающего воздуха (рис.2.4.16). Таким образом видно, что от соотношения указанных коэффициентов теплоотдачи зависит глубина охлаждения лопатки Δt (при определенных значениях $T_г^*$ и $T_в^*$).

Для оценки эффективности охлаждения пера лопатки используют параметр θ, получивший название коэффициента температурной интенсивности охлаждения (или коэффициент глубины охлаждения):

$$\theta = \frac{\Delta t}{\Delta T} = \frac{T_Г^* - T_л}{T_Г^* - T_в^*}.$$

Он относится к фиксированному расходу охлаждающего воздуха.

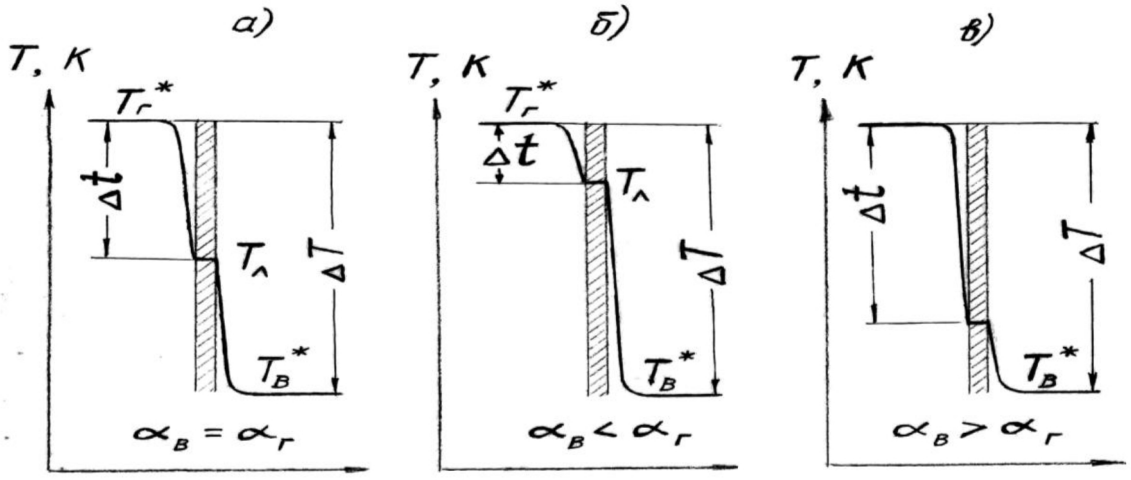


Рис. 2.4.16. Влияние характера процессов теплообмена на величину температуры стенки охлаждаемой лопатки:
а – при одинаковом уровне коэффициентов $\alpha_в$ и $\alpha_г$;
б – при более высоком уровне $\alpha_г$ по сравнению с $\alpha_в$;
в – при более высоком уровне $\alpha_в$ по сравнению с $\alpha_г$

Этот параметр позволяет объективно сравнивать эффективность различных конструктивных схем организации охлаждения лопаток. К тому же, если заранее известно, какая величина θ свойственна конкретному типу схемы охлаждения, то можно предварительно оценить ожидаемый уровень температуры лопатки:

$$T_л = T_Г^* - \theta \cdot (T_Г^* - T_в^*).$$

Приведенные соотношения справедливы как для сопловых, так и для рабочих лопаток турбины.

Интенсивность теплового потока от раскаленного газа в лопатку велика. Коэффициент теплоотдачи от газа к стенке лопатки ($\alpha_г$) имеет очень высокий уровень – от 1 до 2,5 кВт/м^2·град. Поэтому должна быть обеспечена большая величина и коэффициента теплоотдачи к воздуху внутри лопатки ($\alpha_в$).

Для интенсификации процесса теплоотдачи к воздуху необходимо:

– обеспечить минимально возможную величину гидравлического диаметра воздушных каналов;

– турбулизировать воздушный поток за счет создания множества локальных отрывных зон (с помощью штырей или перемычек между стенками профиля лопатки, выступов или пережатий в сечениях каналов, а также за счёт существенного увеличения шероховатости поверхности внутри лопатки);

– по возможности увеличить площадь поверхности, передающей тепло от стенок лопатки к воздуху (путём внутреннего оребрения лопатки у спинки и у корытца).

От полноты реализации этих положений зависит достигаемая величина коэффициента глубины охлаждения лопатки.

2.4.9.2.2. Конструктивные схемы конвективного охлаждения лопаток

Задачей охлаждения лопаток турбины, как и узла турбины в целом, является обеспечение допустимой из условий прочности их температуры при минимальных расходах охлаж-

дающего воздуха. При этом уровень допустимых температур лопаток турбины определяется заданным ресурсом ГТД, выбранными конструкционными материалами и действующими нагрузками.

Ниже рассмотрены конструктивные особенности схем охлаждения лопаток, реализованных в турбинах созданных двигателей.

2.4.9.2.2.1. Канальная система охлаждения

Наиболее простой по технологии изготовления является лопатка с множеством радиальных каналов (рис. 2.4.17). В такой схеме воздух входит в лопатку через хвостовик, а выходит из нее через бандажную полку. Но ее недостатком является значительная неравномерность температуры стенок лопатки как по высоте, так и по профилю (200… 250 К).

Лопатки с канальной системой охлаждения использованы в ряде двигателей фирмы «Роллс-Ройс». Но такой тип охлаждения не обеспечивает высокой эффективности, в том числе и по величине коэффициента глубины охлаждения, уступая другим конструктивным решениям. Впервые охлаждаемая лопатка турбины была применена на двигателе «Олимп»-593 (сверхзвуковой пассажирский самолёт «Конкорд»).

Другой разновидностью канальной системы охлаждения является схема с радиальной петлевой схемой течения воздуха (рис. 2.4.18).

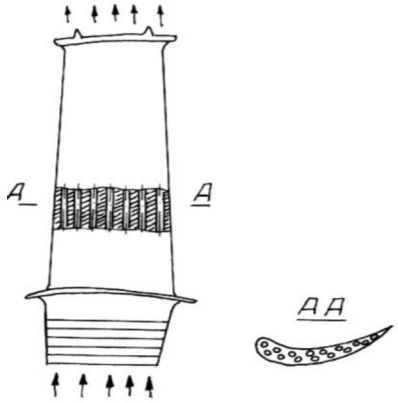


Рис. 2.4.17. Лопатка с множеством радиальных каналов воздушного охлаждения

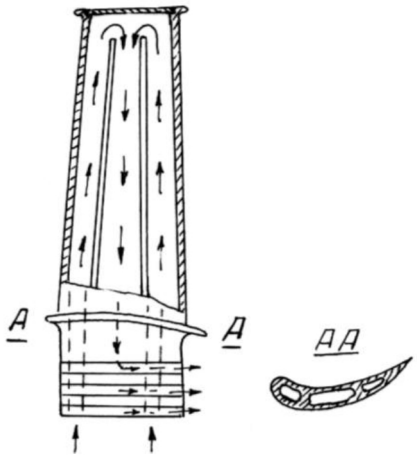


Рис. 2.4.18. Лопатка с петлевой схемой течения охлаждающего воздуха

Как видно из представленного рисунка, подачу воздуха в данную лопатку осуществляют через её хвостовик по двум радиальным каналам, один из которых проложен вблизи от входной кромки лопатки, а второй – в зоне выходной кромки. Указанные потоки воздуха в периферийной части лопатки разворачиваются на 180^{o}, и далее воздух направляется по центральному каналу в сторону хвостовика. Сброс этого воздуха в газовый тракт осуществляется через зазоры в соединении лопатки с диском.

Такая схема охлаждения рабочих лопаток турбины использована в английских двигателях «Спей», «Конуэй», RB-211, в американских ТРДД фирмы «Пратт-Уитни» JT-8D и JT-9D-3A. Достоинством такой схемы охлаждения является простая технология изготовления лопаток и широкая возможность варьирования глубины охлаждения путём изменения отношения периметра охлаждающих каналов к их площади. А недостатком является значительная неравномерность температуры лопатки как по высоте, так и по профилю.

2.4.9.2.2.2. Петлевая схема течения охлаждающего воздуха
с отводом его через выходную кромку лопатки

Конструкция лопатки с такой схемой охлаждения показана на рис. 2.4.19.

В данной схеме для улучшения условий охлаждения входной кромки лопатки весь воздух вначале по радиальному каналу подают в зону передней кромки лопатки. Затем поток воздуха в центральной части лопатки возвращается с периферии к ее корневому сечению (по оребрённому каналу). А после второго разворота потока на 180° воздух вдоль всей выходной кромки лопатки через щель в ней сбрасывается в газовый тракт.

2.4.9.2.2.3. Радиальная схема продувки внутренней полости лопатки,
оснащенной турбулизаторами воздушного потока

В такой схеме воздух, подводимый в лопатку через каналы в хвостовике, проходит внутри неё вдоль пера и сбрасывается в газовый тракт через периферийное сечение лопатки (рис.2.4.20), например, у ГТД Д30-КУ.

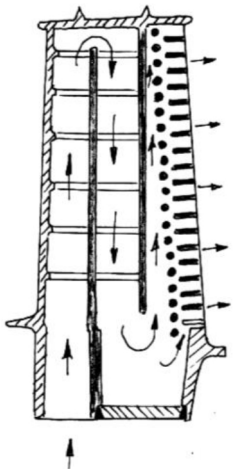


Рис. 2.4.19. Разновидность петлевой схемы охлаждения лопатки

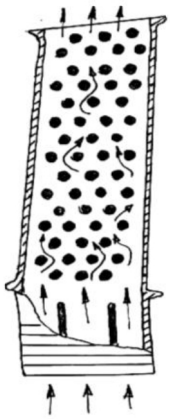


Рис. 2.4.20. Лопатка с радиальным течением охлаждающего воздуха

Для интенсификации коэффициента теплоотдачи к воздуху внутри такой лопатки находится множество штырьков круглого сечения, расположенных в шахматном порядке. Они отлиты заодно целое со стенками спинки и корытца лопатки. Такая схема охлаждения технологически более сложна по сравнению с канальной, но она позволяет несколько увеличить глубину охлаждения. Однако неравномерность температур по профилю таких лопаток составляет 200-220 °С.

2.4.9.2.2.4. Схема охлаждения с использованием вставного дефлектора

По сравнению с рассмотренными конструктивными схемами более высокая эффективность охлаждения лопатки достигается при использовании дефлектора, вставляемого во внутреннюю полость лопатки (рис. 2.4.21).

В лопатку воздух поступает через дефлектор, который выполняет роль распределительного коллектора. Он транспортирует воздух по всей высоте лопатки. А через систему отверстий воздух из дефлектора поступает на внутреннюю поверхность входного участка лопатки. Оттуда он по щелевым каналам, образованным дефлектором и стенками спинки и корытца лопатки, движется в сторону выходной кромки лопатки и через щели в ней сбрасывается в газовый тракт. Внутри выходной кромки организованы перемычки для интенсификации ее охлаждения.

В случае большой закрутки лопатки дефлектор целесообразно делать влитым. На дефлекторных лопатках неравномерность температур стенок не превышает 120 К.

2.4.9.2.2.5. Вихревая схема охлаждения

У двигателей последнего поколения наиболее эффективной является вихревая схема охлаждения лопаток, представленная на рис. 2.4.22. Она является последним достижением в решении сложной проблемы обеспечения эффективного охлаждения лопаток высокотемпературных ГТД. Здесь в качестве поверхности теплообмена внутри лопатки использованы вихревые матрицы с перекрещивающимися каналами.

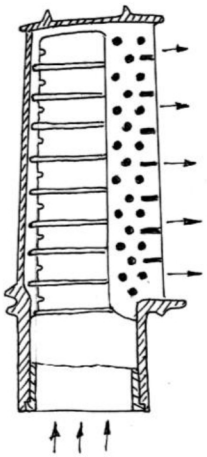


Рис. 2.4.21. Охлаждаемая лопатка со вставным дефлектором

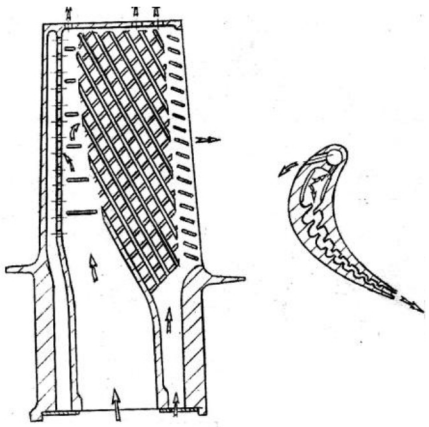


Рис. 2.4.22. Охлаждаемая лопатка с вихревой матрицей

Одно направление движения воздуха организовано между внутренними ребрами на спинке лопатки, а перекрестное – между ребрами на внутренней стороне корытца лопатки.

Как и у всех рассмотренных схем охлаждения, воздух входит внутрь рабочей лопатки через каналы в её хвостовике. У задней кромки в зоне выхода воздуха из вихревой матрицы установлены турбулизаторы потока, позволяющие дополнительно повысить эффективность охлаждения лопаток. В некоторых конструкциях часть воздуха выпускают через периферию лопатки.

При использовании вихревой матрицы глубокое охлаждение стенок лопатки достигается за счет:

- образования вихрей на свободной поверхности перекрещивающихся потоков охлаждающего воздуха;
- использования каналов с малым гидравлическим диаметром;
- развитой поверхности теплообмена (благодаря внутреннему оребрению стенок лопатки).

2.4.9.2.3. Сравнение эффективности рассмотренных конструктивных схем охлаждения лопаток

На рис. 2.4.23 сопоставлены коэффициенты глубины охлаждения рассмотренных схем воздушной продувки лопаток. Здесь приведена зависимость среднего значения θ от относительного расхода охлаждающего воздуха (в процентах от расхода воздуха через внутренний контур ТРДД).

Из рассмотрения представленных данных видно, что наиболее эффективное охлаждение лопаток обеспечивает использование вихревой матрицы внутри неё. По сравнению с канальной и петлевой схемами её использование позволяет сэкономить более одного процента воздуха, отбираемого из компрессора для охлаждения лопаток турбины.

На втором месте по эффективности охлаждения находятся лопатки со вставным дефлектором. Но такие лопатки по прочности далеко не идеальны.

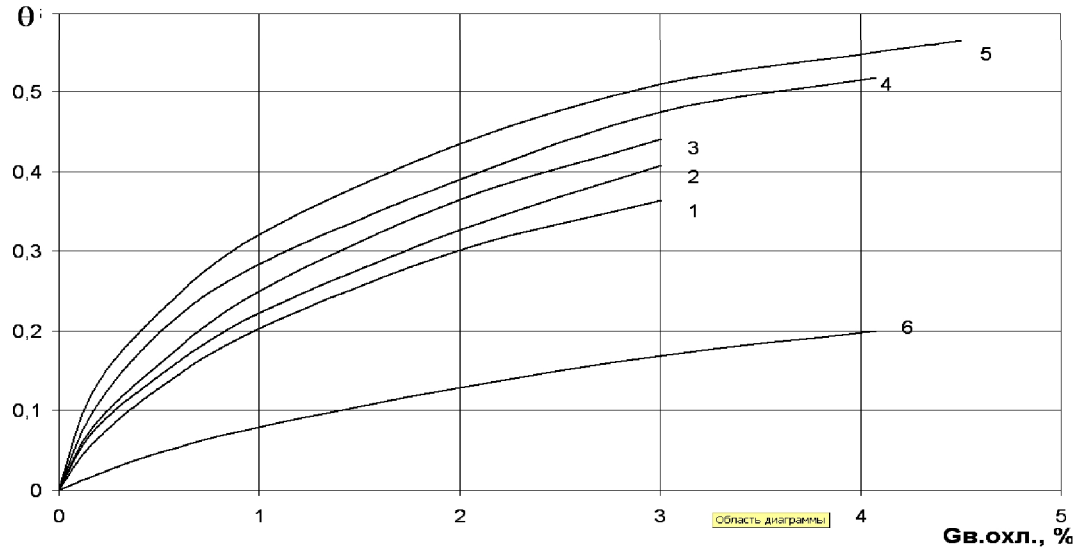


Рис. 2.4.23. Сравнение эффективности различных схем охлаждения лопаток:
1 – канальная система охлаждения; 2 – петлевая схема со сбросом охлаждающего воздуха через хвостовик лопатки; 3 – петлевая схема со сбросом охлаждающего воздуха через щель в выходной кромке лопатки; 4 – лопатка со вставным дефлектором; 5 – лопатка с вихревой матрицей; 6 – плёночное охлаждение

2.4.9.2.4. Пленочное охлаждение лопаток

У высокотемпературных двигателей ($T_г^*$>1600К) в дополнение к конвективному охлаждению сопловых и РЛ турбины используется пленочное охлаждение их передних кромок. Заградительная воздушная пленка создается за счет вытеснения воздуха изнутри лопатки через несколько рядов малых отверстий диаметром от 0,3 до 0,6 мм (перфорация). Такой вид охлаждения отличается низкой эффективностью (см. рис.2.4.23, кривая 6), т.к. воздушная пленка быстро размывается газовым потоком. К тому же такой вдув воздуха в зоне входной кромки лопатки приводит к увеличению профильных потерь при обтекании лопаточной решетки. Однако для исключения прогара лопаток вынуждены мириться с указанными недостатками данного вида заградительного охлаждения.

Сочетание конвективного и пленочного способов охлаждения лопатки позволяет получить наиболее высокий эффект (но дорогой ценой).

Предельным случаем пленочного охлаждения является пористое, позволяющее обеспечивать равномерное охлаждение стенки при минимальном расходе охладителя. Однако до сих пор попытки создать пористые материалы, пригодные для РЛ, не увенчались успехом, с одной стороны, из-за их недостаточной усталостной прочности, а с другой – вследствие засоряемости пор загрязнениями, содержащимися в воздухе.

2.4.9.3. Охлаждение дисков

Так как в диски поступает тепло из газового тракта, их необходимо охлаждать с целью обеспечения приемлемого теплового состояния как с прочностной точки зрения, так и для возможности применения более дешевых конструкционных материалов. Для исключения возникновения опасных температурных напряжений разность температур обода и ступицы диска не должна превышать 300°С.

В ободе диска часть тепла отводится воздухом, продуваемым через монтажные зазоры в соединении диска с хвостовиками лопаток. Но основное охлаждение диска осуществляется воздухом, движение которого организовано вдоль полотна от центра к периферии. В некоторых конструкциях турбин для повышения эффективности охлаждения диска к нему прикрепляют дефлектор (при частоте вращения ротора не более 100000 $^{об}/_{мин}$).

Обдув дисков выполняют двухсторонним. Подвод охлаждающего воздуха в междисковые полости производят чаще всего по валам, но иногда снаружи через полые сопловые лопатки. Отводят этот воздух в газовый тракт. Возможность проникновения газа в междисковые полости должна быть исключена.

2.4.9.4. Охлаждение корпуса турбины

Корпус турбины требует охлаждения, прежде всего, для обеспечения минимально возможных радиальных зазоров между статором и концами РЛ. Широкое распространение получила конструкция корпуса турбины с двойной стенкой: наружной силовой и внутренней трактовой. Пространство между ними продувают охлаждающим воздухом.

Снаружи корпус турбины ТРДД обдувают воздухом, подводимым от вентилятора. Причем подача этого воздуха регулируемая, что позволяет производить активное управление радиальными зазорами, в частности, ТНД (например, у двигателей НК-86, CF-6, JT-9D, CFM-56). Обдув корпуса автоматически включают на крейсерском режиме в высотных условиях по заданной программе.

Такое конструктивное решение оказывает существенное влияние на экономичность ТРДД.

2.4.9.5. Способы уменьшения потребного расхода охлаждающего воздуха

Осуществление охлаждения турбины является дорогостоящей вынужденной мерой, приводящей не только к усложнению ее конструкции, но и к затратам энергии на функционирование системы. Использование жаропрочных материалов и повышение эффективности процесса охлаждения лопаток способствуют уменьшению потребного расхода воздуха для охлаждения турбины. Но есть и конструктивные пути снижения этого расхода.

2.4.9.5.1. Охлаждение отбираемого воздуха в теплообменнике

Охлаждение воздуха, отбираемого из компрессора, может быть произведено в специальном теплообменнике, устанавливаемом в наружном контуре. На рис.2.4.24 в качестве примера показан такой теплообменник, используемый в конструкции двигателя АЛ-31Ф. (Здесь отбор воздуха осуществлён из вторичной зоны камеры сгорания).

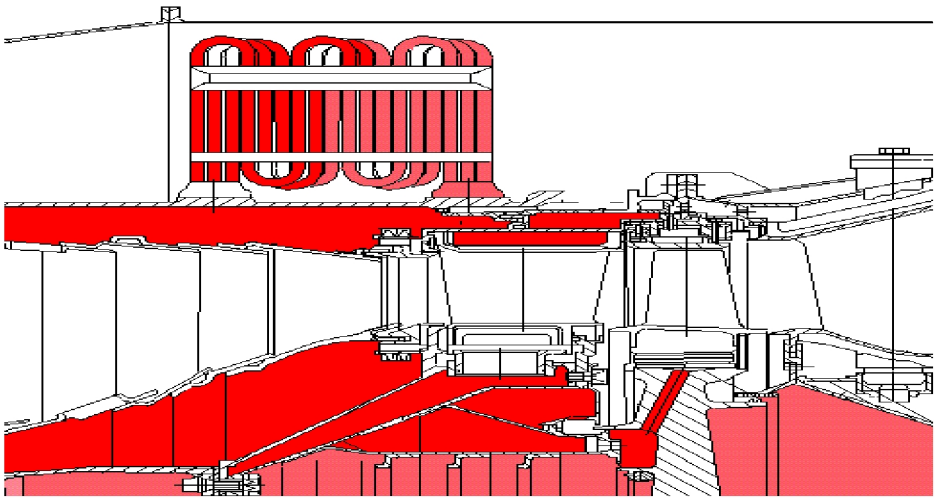


Рис. 2.4.24. Использование теплообменника, установленного
в наружном контуре ТРДД для понижения температуры охлаждающего воздуха

Поскольку величина температуры воздуха в наружном контуре ТРДД на несколько сотен градусов меньше чем за компрессором, то в таких теплообменниках удается понизить температуру отбираемого воздуха на 100…150К.

Предпочтение отдают теплообменникам трубчатого типа, состоящим из множества трубок, равномерно расположенных по окружности. При этом к каждой лопатке должна быть предусмотрена своя трубка для подвода воздуха. И, как известно, для обеспечения эффективного охлаждения воздуха при использовании трубок в качестве теплопередающих элементов необходимо выполнить следующие условия:

- диаметр трубок должен быть по возможности минимальным,
- относительная длина трубок должна быть не менее 100 калибров,
- поверхность теплообмена должна быть достаточной для достижения требуемой глубины охлаждения воздуха, отбираемого из компрессора.

2.4.9.5.2. Подвод воздуха для охлаждения дисков и РЛ с закруткой потока

В том случае, если охлаждающий воздух направляют перпендикулярно к диску, происходит торможение потока и его дополнительный нагрев на 40…50К. Для исключения этого явления целесообразно производить безударное натекание воздуха на диск за счет его предварительной закрутки с помощью лопаточной решетки (рис. 2.4.25).

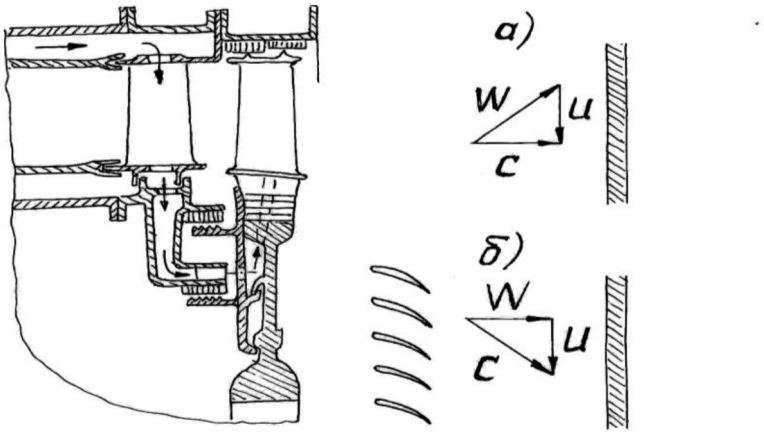


Рис. 2.4.25. Использование подкручивающей решетки:
а – схема натекания на диск потока воздуха без его закрутки,
б – натекание на диск закрученного потока воздуха

Для охлаждения диска и РЛ первой ступени турбины воздух к подкручивающей решетке может быть подведен либо через полые лопатки СА, либо из внутренней кольцевой зоны КС.

Эффект от закручивания потока:

$$\Delta T_в = T_c^* - T_w^* .$$

Т.к. $T_c^* = T + \frac{C^2}{2KR}(K-1)$, а $T_w^* = T + \frac{W^2}{2KR}(K-1)$,

то $\Delta T_в = \frac{C^2 - W^2}{2KR}(K-1) = \frac{U^2}{2010}$ (при K=1,4).

2.4.9.5.3. Охлаждение воздуха путем впрыска в него воды

Снижение температуры воздуха при впрыске воды происходит за счет ее испарения (у воды высокая теплоемкость и скрытая теплота парообразования). Воздух можно охладить не менее чем на 30^0С. Метод перспективен, но требует иметь на борту летательного аппарата достаточный запас дистиллированной воды. Кроме того, это существенно усложняет конструкцию двигателя, так как нужен нагнетающий насос с приводом, каналы раздачи воды и форсунки.

2.4.9.5.4. Частичное отключение подачи охлаждающего воздуха

В соответствии с Авиационными правилами [7], двигатель должен быть работоспособен в широком диапазоне ожидаемых условий эксплуатации. Так, на земле он должен надёжно работать при температурах окружающей среды от минус 60°С до плюс 50°С. Систему охлаждения турбины конструкторы рассчитывают при максимально возможной температуре воздуха на входе в двигатель для взлётного режима. А на высотах 11–18 км, где двигатели транспортной авиации вырабатывают основную часть своего ресурса, температура атмосферного воздуха находится в диапазоне от минус 40 до минус 60°С. В связи с этим величина потребного расхода воздуха для охлаждения лопаток турбины на крейсерском режиме уменьшается, т.е. может быть произведено частичное отключение подачи этого воздуха.

Так, например, если поток охлаждающего воздуха, отбираемого из вторичной зоны камеры сгорания, протекает через полые лопатки первого СА и далее поступает на охлаждение диска и РЛ, то на входе в лопатки СА может быть установлен клапан, перекрывающий часть входных воздушных каналов. После срабатывания клапана давление воздуха внутри лопаток будет уменьшаться (но оно всегда должно быть выше величины давления газа). Возможны различные конструкции клапанов, ограничивающих величину расхода охлаждающего воздуха, но в турбинах созданных двигателей наибольшее распространение получили клапаны ленточного типа с механизмом рычажного типа (рис. 2.4.26).

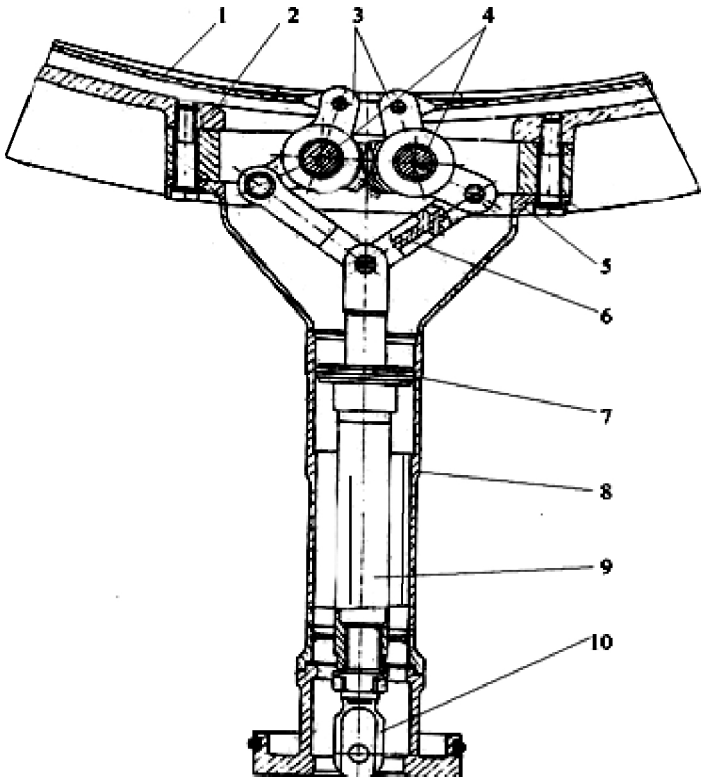


Рис. 2.4.26. Механизм управления положением клапана ленточного типа:
1 – металлическая лента; 2 – корпус турбины; 3 – коромысло; 4 – ось;
5 – переходник; 6 – вилка; 7 – поршень; 8 – цилиндр; 9 – шток; 10 – серьга

В действие клапан приводится по автоматической команде. Исполнительным механизмом является силовой гидроцилиндр. Уместно отметить, что для исключения утечек охлаждающего воздуха из самого исполнительного механизма в гидравлическом цилиндре предусмотрен специальный поршень.

2.4.9.6. Теплозащитные покрытия

Теплозащитные покрытия, наносимые толщиной от 30 до 100 мкм на поверхность лопаток, позволяют повысить ресурс их работы и дают возможность повысить жаростойкость лопаток. Но эффект понижения $T_л$ за счёт покрытий сравнительно невысок – всего 20…30 К.

В качестве покрытий чаще всего используют диоксид циркония. Технология его нанесения – электронно-лучевое или плазменное напыление.

2.4.9.7. Тепловая защита масляной полости турбины

Ротор турбины опирается на статор с помощью подшипников. К подшипникам непрерывно подают масло для их смазки и охлаждения. Для этого в опорах предусматривают специальные каналы для подвода масла и его откачки. Утечки масла из масляной полости опоры недопустимы, т.к. это вызовет загорание масла и может привести к разрушению турбины. Для исключения утечек масла из масляных полостей опор через подвижные уплотнения валов к последним подводят «холодный» воздух, который, проникая в масляную полость, блокирует там масло. Данный процесс получил название «наддув уплотнений». А далее воздух, проникающий через уплотнения, необходимо непрерывно отводить из масляной полости опоры по каналу её суфлирования.

Тепловую защиту опоры турбины, являющейся наиболее нагретым узлом, в который поступает масло, необходимо предусматривать для того, чтобы обеспечить «щадящий» температурный режим для рабочих масел. Тепловое состояние стенок элементов конструкции, контактирующих с маслом, должно исключать возможность его термического разложения и коксования. При этом следует учитывать, что для используемых товарных синтетических авиационных масел предельно допустимой является величина его рабочей температуры на выходе из двигателя 200°С (кратковременно 220°С), а температура стенок масляных полостей и труб суфлирования в соответствии с рекомендациями ЦИАМ не должна превышать 290°С.

Как показала практика, тепловое состояние стенок масляной полости опоры в наибольшей мере зависит от уровня температуры и давления воздуха, наддувающего её уплотнения и омывающего снаружи подшипниковый корпус. Именно параметры воздуха в предмасляной полости оказывают определяющее влияние на температурный уровень стенок опор, контактирующих с маслом, и на величину подогрева масла в самой опоре. Это обусловлено тем, что указанные параметры непосредственно влияют как на величину теплопередачи от воздуха к маслу через стенки масляной полости, так и на количество тепла, подводимого к маслу с воздухом, прорывающимся через уплотнения валов внутрь масляной полости опоры. При этом следует принять во внимание, что коэффициент теплопередачи от воздуха к маслу практически на 90% зависит от величины коэффициента теплоотдачи от воздуха к наружным стенкам масляной полости, ибо термическое сопротивление самих стенок весьма мало. К тому же само масло эффективно отбирает тепло и от омываемых им стенок и от воздуха, проникшего через уплотнения.

Отсюда видно, насколько важно обеспечить как можно более низкий уровень температуры и давления воздуха в предмасляных полостях опор ГТД.

А что касается теплового состояния масляных коммуникаций и трубопроводов суфлирования, то оно в значительной мере определяется местом расположения опоры турбины в газовоздушном тракте.

1. Эффективная тепловая защита масляной полости опоры ротора прежде всего предполагает:

- осуществление отбора воздуха из начальной зоны компрессора для наддува уплотнений масляной полости опоры «холодным» воздухом с невысокой температурой (желательно не более 150^0С) и низким давлением;

- исключение возможности подмешивания «горячего» воздуха, охлаждающего диски турбины, к указанному «холодному» воздуху, наддувающему уплотнения масляной полости и омывающему снаружи корпус подшипников.

На рис. 2.4.27 показана принципиальная схема организации рациональной тепловой защиты масляной полости опоры турбины с использованием буферной полости. Эта полость должна быть отделена уплотнениями как от полостей с «горячим» воздухом, так и от предмасляной полости с «холодным» воздухом. Например, если давление «горячего» воздуха равно 0,5 МПа, «холодного» 0,1 МПа, а в буферной полости имеет более низкий уровень (0,05 МПа), то очевидно, что возможность непосредственного подмешивания «горячего» воздуха к «холодному» здесь исключена.

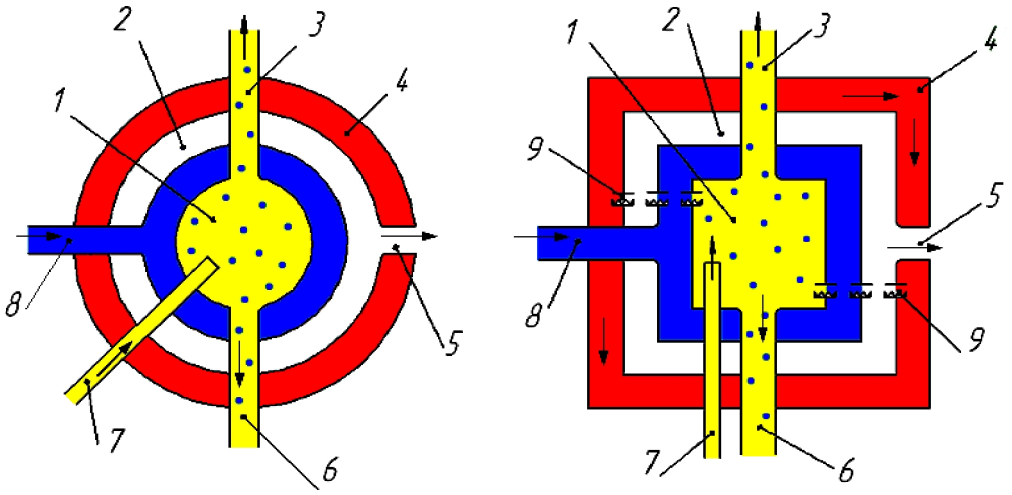


Рис. 2.4.27. Принципиальная схема использования буферной полости в зоне опоры:
1 – масляная полость; 2 – буферная полость; 3 – суфлирование масляной полости;
4 – окружающий «горячий» воздух; 5 – отвод воздуха из буферной полости, 6 – слив масла;
7 – подвод масла; 8 – подвод воздуха в предмасляную полость; 9 – уплотнения

2. В качестве примера реализации такой схемы на рис.2.4.28 показана тепловая защита задней опоры ротора ВД, расположенной перед турбиной (т.е. в виде кольцевого пояса в зоне внутреннего корпуса камеры сгорания). Очевидно, что при разработке конструкции такой опоры должны быть обеспечены не только тепловая защита её масляной полости, но также наддув её уплотнений воздухом, имеющим умеренную температуру, и надёжное функционирование соответствующих коммуникаций масляной системы и канала суфлирования. В таких типах опор (с консольным расположением диска турбины) коммуникации масляной системы и системы суфлирования, а также трубопроводы подвода «холодного» воздуха и отвода воздуха из буферной полости могут быть выведены наружу только перед камерой сгорания. Альтернативного решения здесь нет.

Указанные пять функциональных каналов прокладывают через полые обтекатели, выполненные в виде радиальных аэродинамических профилей и размещенные во входном диффузоре камеры сгорания. Сечения самих трубок внутри этих профилей должны иметь приплюснутый вид. В качестве примера на рис.2.4.29 показана прокладка двух таких каналов через диффузор камеры сгорания у двигателя JT-3D фирмы «Пратт-Уитни».

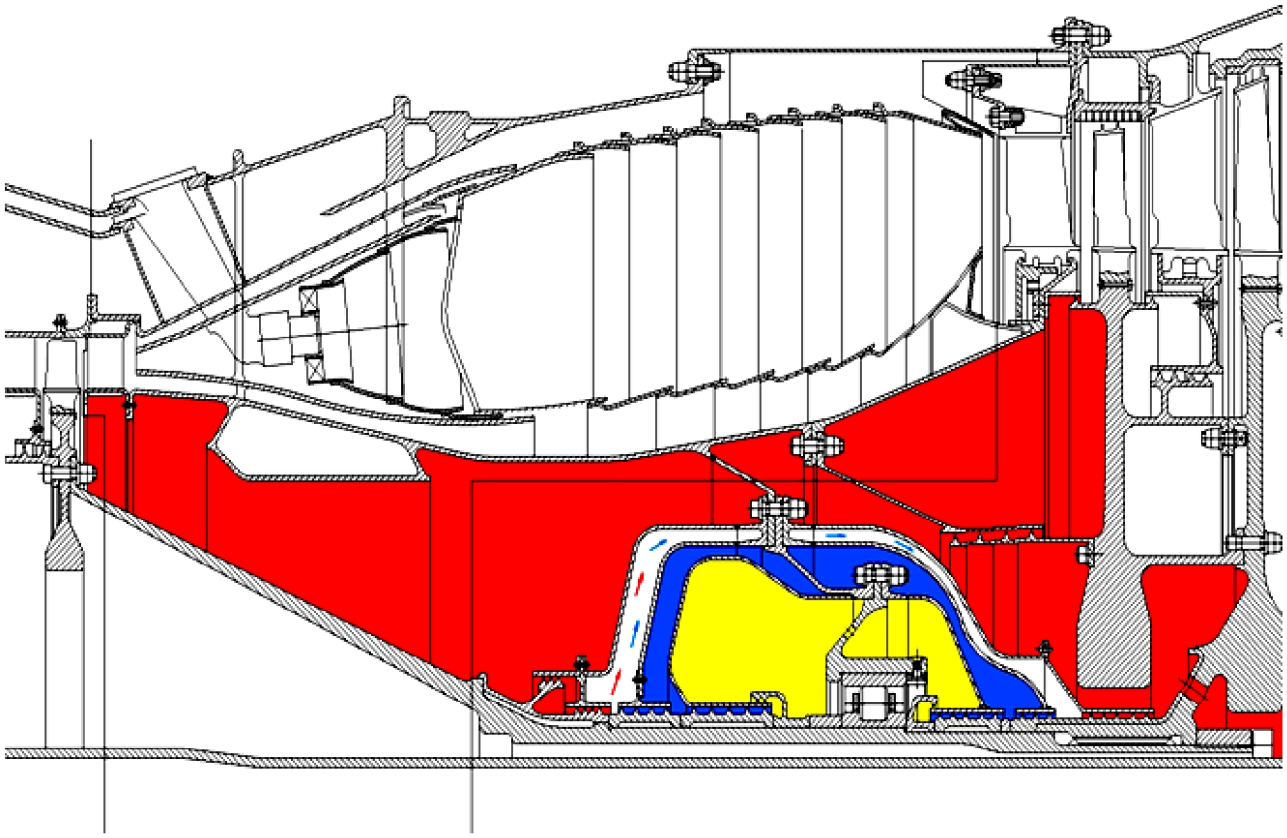


Рис. 2.4.28. Тепловая защита опоры, размещенной в зоне камеры сгорания

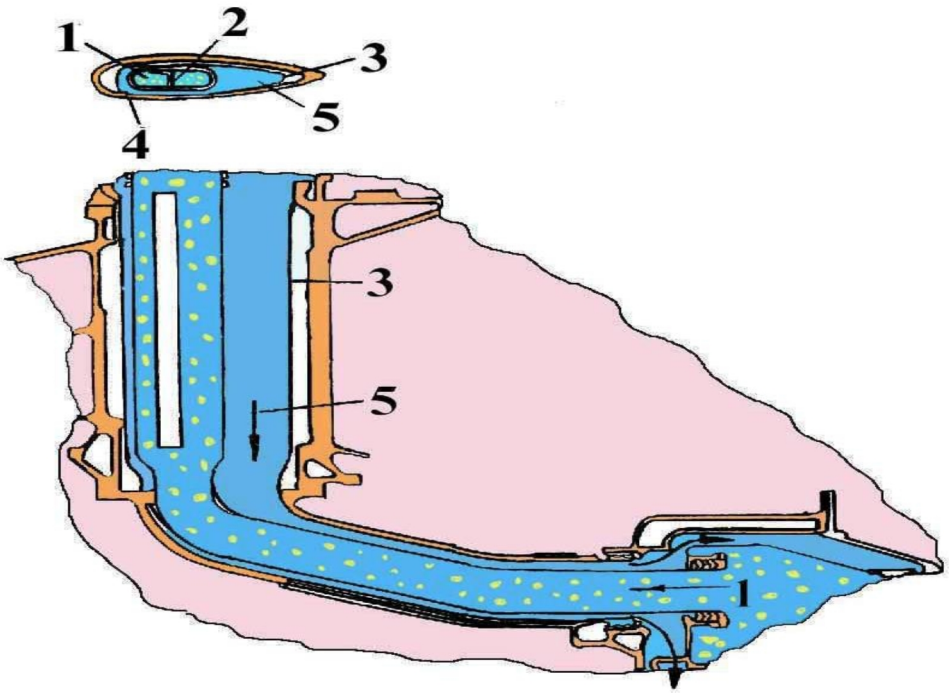


Рис. 2.4.29. Профилированный обтекатель с каналом подвода воздуха и отводным каналом суфлирования масляной полости опоры: 1 – канал суфлирования; 2 – перегородка; 3 – дефлектор; 4 – обтекатель; 5 – канал подвода «холодного» воздуха

Оценивая эффективность тепловой защиты масляных полостей опор рассматриваемого типа, необходимо учитывать и присущий ей недостаток. Он заключается в необходимости вносить в конструкцию ГТД элементы, приводящие к локальному загромождению воздушного тракта в зоне входного диффузора камеры сгорания полыми рёбрами для вывода за пределы корпуса двигателя вышеописанных коммуникаций. Очевидно, что в случае исполь-

зования камер сгорания трубчато-кольцевого типа или кольцевых со сравнительно небольшим количеством горелок, вынесенных в виде конусов впереди кольцевой жаровой трубы, данный вопрос решить несложно. Здесь вывод требуемых коммуникаций может быть осуществлён с помощью полых рёбер, размещённых в диффузоре между этими соседними горелками, и это не вызовет существенного возмущения воздушного потока на входе в камеру сгорания. Но что касается двигателей с кольцевыми многофорсуночными камерами сгорания, то для них крайне нежелательно производить даже незначительное загромождение проходного сечения канала диффузора на входе в камеру сгорания. Это может приводить к повышенной окружной неравномерности поля температур перед турбиной. А к тому же усложнит решение вопроса по обеспечению допустимого уровня эмиссии выхлопных газов. Кроме того, не исключено проявление влияния указанных рёбер на возникновение автоколебаний лопаток в турбине.

Если принять во внимание, что у всех авиационных ГТД в перспективе будут использованы преимущественно камеры сгорания кольцевого типа, то можно сделать следующий вывод: ***при проектировании двухвальных ТРДД нового поколения в их конструкции нецелесообразно предусматривать размещение опор роторов на участке между компрессором и турбиной.***

3. В конструктивно-силовой схеме турбины всех модификаций двигателя НК-8 и более современного двигателя CFM-56 опора турбины размещена за её последней ступенью. При этом ротор турбины низкого давления опирается на роликовый подшипник, связанный со статором, а ротор турбины высокого давления – на межвальный подшипник. Поскольку опора турбины у рассматриваемых двигателей расположена в относительно низкотемпературной зоне, то очевидно, что для соответствующих трубопроводов подвода и слива масла несложно было решить проблему их тепловой защиты.

Так как все модификации двигателей CFM-56 имеют большую степень двухконтурности, то у них для привода вентилятора и подпорных ступеней компрессора потребовалось использовать многоступенчатую турбину НД. В конструкции этой турбины, в отличие от турбины двигателей «НК», предусмотрена буферная полость, исключающая возможность подмешивания горячего воздуха, охлаждающего диски турбины, к холодному воздуху, наддувающему уплотнения масляной полости турбины (рис.2.4.30).

При этом следует отметить рационально организованное охлаждение дисков турбины с использованием ряда потоков воздуха, отбираемого в нескольких зонах компрессора с различными уровнями давления

Большим достоинством конструкции турбины у данных двигателей является то, что рабочее колесо суфлёра, осуществляющее очистку от частиц масла воздуха, удаляемого из масляной полости этого узла, размещено непосредственно внутри этой полости на валу турбины НД. А сброс воздуха, очищенного от частиц масла в суфлёре, производят в затурбинную зону с помощью трубопровода, связанного со статором и расположенного вдоль оси двигателя. Такое конструктивное решение исключает необходимость в тепловой защите отводного канала суфлирования, размещённого в низкотемпературной зоне.

Уместно отметить, что у двигателя НК-8 и всех его модификаций не только трубопроводы подвода и слива масла проложены в затурбинной зоне. У них автономный суфлёр опоры турбины размещён внутри её масляной полости и приводится во вращение от ротора НД (рис. 2.4.12). Отводная труба суфлирования также проложена в низкотемпературной зоне за последней ступенью турбины.

Таким образом, для перспективных двухвальных ТРДД с высоким уровнем теплонапряженности при разработке конструкции турбины несомненно полезным будет использование описанных силовых схем данного узла, а также способа суфлирования масляной полости опоры турбины, реализованных в конструкциях указанных модификаций двигателей НК-8 и CFM-56.

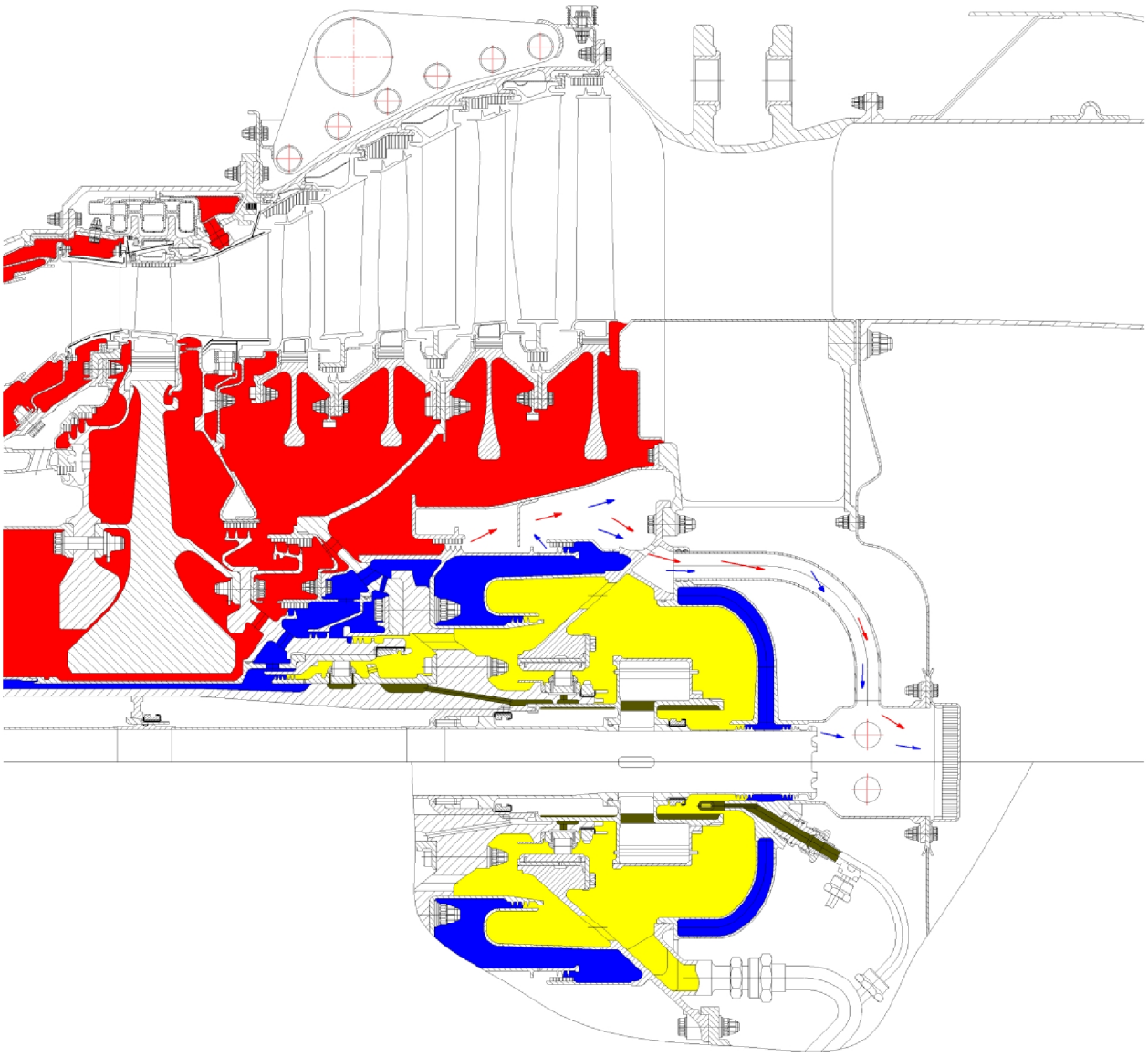


Рис. 2.4.30. Конструкция турбины двигателя CFM56-7

4. В наиболее неблагоприятных условиях оказываются масляные полости опор, расположенных между каскадами трёхвальных турбин. У ранее созданных трёхвальных ТРДД в конструкции турбины были использованы два варианта расположения опор роторов.

1-й вариант – двухопорный. В опоре, размещённой в зоне второго соплового аппарата, установлено два роликовых подшипника (для первого и второго каскадов турбины); для третьего каскада турбины предусмотрена отдельная опора, размещённая за последней ступенью турбины. В такой схеме все роликовые подшипники через силовые элементы связаны с корпусом турбины.

2-й вариант – одноопорный. В конструкцию турбины входит опора общая для трёх её каскадов. Она размещена в зоне второго соплового аппарата, через полые лопатки которого проходят силовые стойки и коммуникации масляной системы и системы суфлирования опоры. В такой схеме валы роторов второго и третьего каскадов турбины опираются на роликовые подшипники, установленные в корпусном узле, а вал первого каскада турбины опирается на межвальный подшипник (установленный между роторами первого и второго каскадов).

1-й вариант силовой схемы турбины реализован у двигателей RB-211, Д-36, Д-18 и др. Конструктивные особенности таких турбин рассмотрены на примере двигателя Д-36 (рис. 2.4.31) в плане обеспечения тепловой защиты масляных полостей их опор.

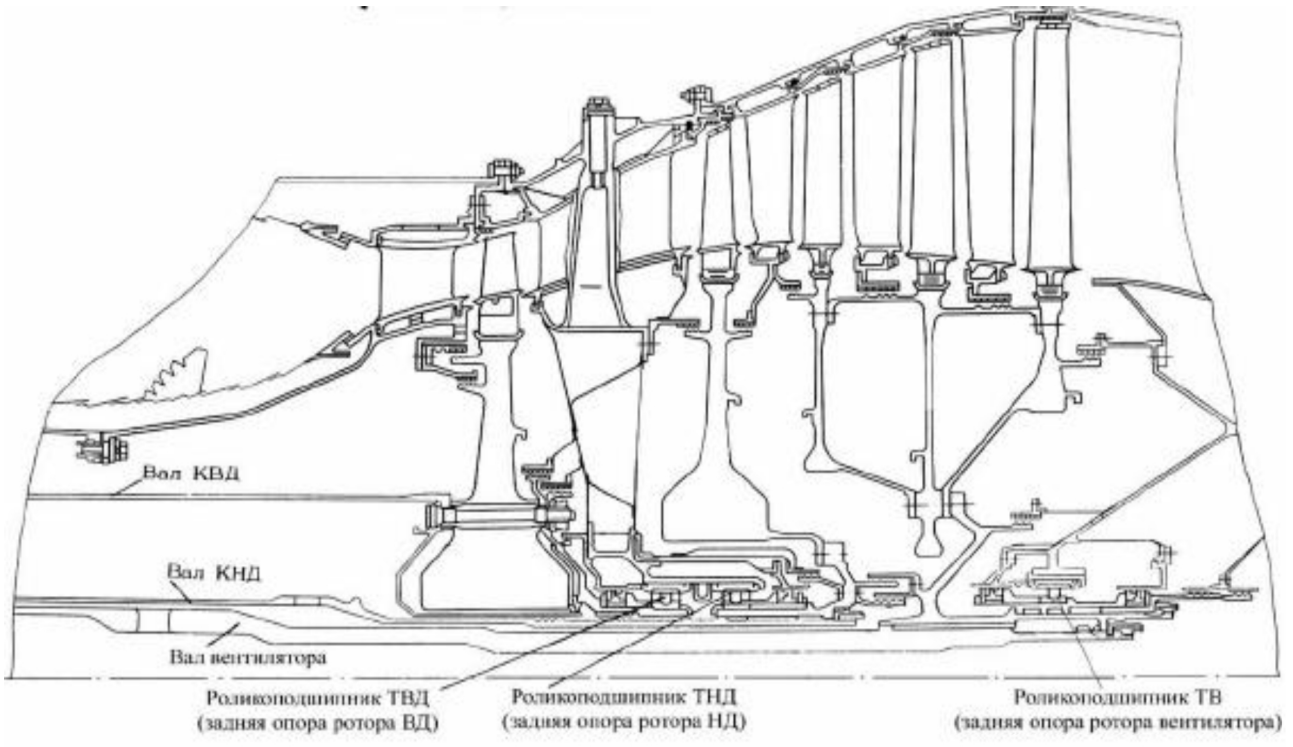


Рис. 2.4.31. Турбина трёхвального двигателя Д-36

У этого двигателя в межкаскадной опоре турбины коммуникации масляной системы проложены через полые лопатки второго соплового аппарата. Поскольку при работе двигателя эти лопатки раскалены добела, то, кроме тепловой изоляции труб подвода и слива масла, а также труб суфлирования, предусмотрена продувка «холодным» воздухом внутренних полостей соответствующих сопловых лопаток. Этот же воздух, подводимый от пятой ступени компрессора внешним трубопроводом в периферийную зону второго соплового аппарата, пройдя в радиальном направлении к корпусу подшипников, далее используется для наддува уплотнений масляной полости рассматриваемой опоры. Поскольку с этим воздухом соседствует более «горячий» (на $\approx 150^{\circ}C$) воздух, отбираемый от 10-й ступени компрессора (охлаждающий диски турбины), то неизбежно будет происходить его подмешивание к «холодному» воздуху, наддувающему уплотнения масляной полости. При этом следует учитывать, что давление упомянутого «горячего» воздуха имеет весьма высокий уровень, так как оно должно по величине превосходить давление в газовом тракте в зоне второго соплового аппарата турбины. Поэтому его подмешивание к «холодному» воздуху будет значительным. А создать в данной опоре буферную полость между «горячим» и «холодным» воздухом без существенного усложнения конструкции практически невозможно. Поскольку рассматриваемая опора размещена в высокотемпературной зоне, то её масляная полость сведена к минимально возможной величине. Вследствие этого в конструкции масляной полости маслосборник имеет весьма малую величину, что создает предпосылки для утечек масла через разрезные кольца РТКУ при остановах двигателя: когда прекращается наддув уплотнений, то центробежные силы подшипников могут приводить к утечкам масла из масляной полости.

Вторая опора данной турбины (концевая) окружена воздухом с гораздо более низкой температурой. Прокладка коммуникаций масляной системы и системы суфлирования у данной опоры осуществлена в низкотемпературной затурбинной зоне, поэтому в её конструкции нет вышеописанных проблем.

2-й вариант размещения подшипников трёхкаскадной турбины использован в конструкциях двигателей НК-25 и RB-199.

У этих двигателей роликовые подшипники всех трех каскадов турбины размещены в общей масляной полости. При этом сама опора совмещена с сопловым аппаратом третьей ступени турбины. На рис.2.4.32 показано продольное сечение турбины двигателя НК-25. Данная опора турбины имеет три концентричных силовых пояса: наружный, внутренний (вблизи от соплового аппарата) и корпус подшипникового узла. В последнем размещены роликовые подшипники каскадов СД и НД. Между валом ротора СД и хвостовиком турбины ВД установлен межвальный роликовый подшипник.

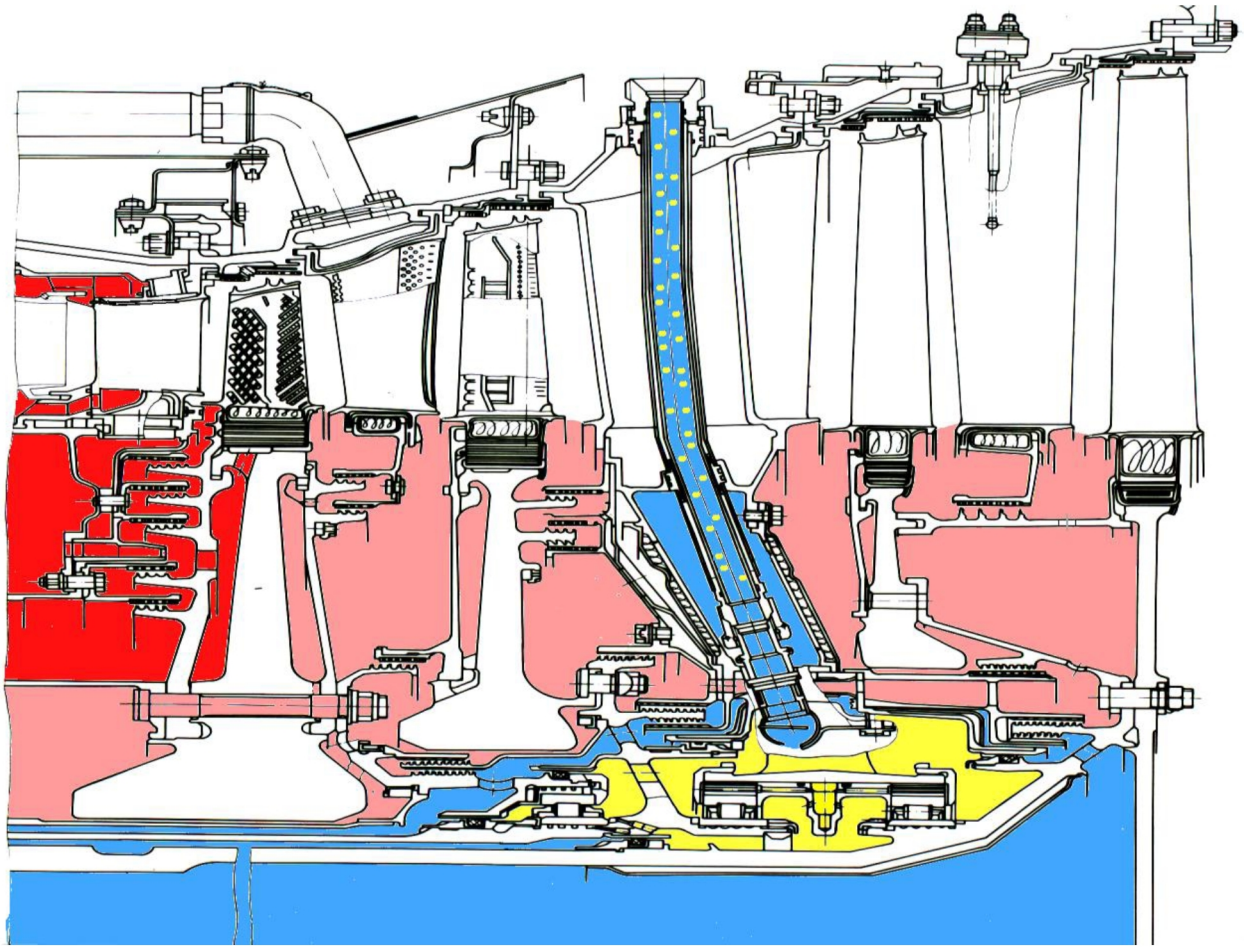


Рис. 2.4.32. Продольный разрез турбины двигателя НК-25

Масляная полость рассматриваемой опоры отделена от воздушных полостей пятью контактными радиально-торцевыми уплотнениями: одно из них установлено между статором и ротором НД, второе – между статором и ротором СД, третье – между валами НД и СД и два межвальных уплотнения «СД-ВД».

Наддув указанных уплотнений осуществлен воздухом, отбираемым за восьмой ступенью компрессора. К уплотнениям, расположенным с передней стороны масляной полости, этот воздух подведен по двум кольцевым зазорам: между валом СД и цилиндрической проставкой (прикрепленной к диску 8-й ступени компрессора и к хвостовику диска турбины ВД) и между валами НД и СД. К уплотнению, расположенному сзади масляной полости, воздух подведен по валу ротора НД, а далее из предмасляной полости часть этого воздуха отводится в междиафрагменную полость. Сброс воздуха, наддувающего уплотнения масляной полости, произведен в наружный контур двигателя.

Охлаждение всех дисков турбины (кроме первого) производится воздухом, отбираемым за двенадцатой ступенью компрессора. При этом имеет место подмешивание этого «горячего» воздуха к «холодному» воздуху, наддувающему уплотнения масляной полости. Оче-

видно, что если бы удалось организовать буферную полость между этим «горячим» воздухом и «холодным» воздухом, наддувающим уплотнения масляной полости опоры турбины, то можно было бы в предмасляной полости иметь температуру воздуха $\leq 200^{o}C$, а величину теплоотдачи в масло в этой опоре существенно уменьшить. А поскольку в этой конструкции турбины нет буферной полости (и встроить её при такой схеме расположения подшипников трёх валов практически невозможно), то в результате из-за подмешивания горячего воздуха из междисковых полостей температура воздуха в предмасляной полости опоры турбины на максимальном режиме достигает $400^{o}C$. Это достоверные результаты экспериментальных измерений.

Внутри полых лопаток соплового аппарата проложены радиальные трубопроводы подвода масла к подшипникам и его слива, а также трубы суфлирования масляной полости опоры (рис. 2.4.33). Все эти трубки окружают защитным экраном, а через его кольцевой зазор продувают охлаждающий воздух. Через полые лопатки СА также выводят 6 силовых стоек, соединяющих внутренний корпус опоры с наружным корпусом турбины. При этом сами лопатки соплового аппарата не включены в силовую схему опоры, поэтому они нагружены только газовыми силами. Корпус подшипников соединён с внутренним корпусом опоры с помощью двух тонкостенных диафрагм, позволяющих уменьшить тепловой поток в масло из газового тракта по конструктивным элементам.

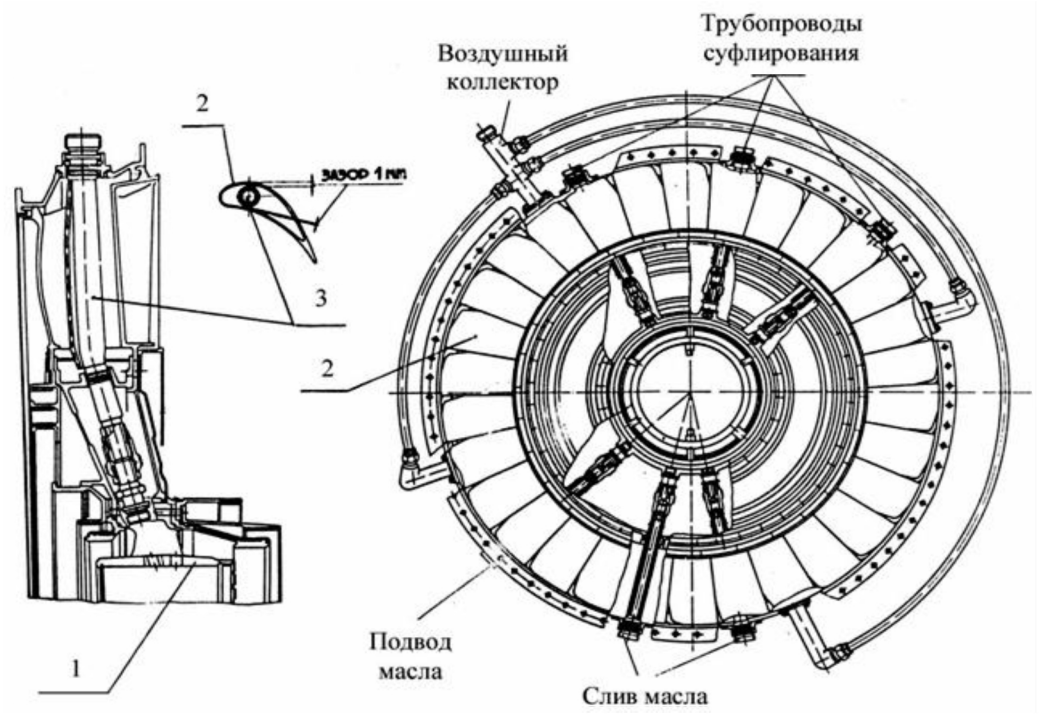


Рис. 2.4.33. Опора турбины трёхвального двигателя НК-25:
1 – корпус подшипников; 2 – полые лопатки 3-го СА; 3 – радиальный трубопровод

Как известно, нагарообразование в зоне подшипниковых узлов ГТД происходит при останове двигателя. Причём наибольший заброс температур стенок происходит в трубах суфлирования, прокладываемых через лопатки сопловых аппаратов. Это связано с тем, что по трубам суфлирования движется воздух, в котором хотя и содержится распылённое масло, но основу потока составляет воздух. Поэтому трубы суфлирования по сравнению с трубопроводом подвода масла в двигатель и трубами слива масла имеют более высокую температуру. А после останова двигателя температура всех этих труб резко повышается под воздействием теплового потока от сопловых лопаток и других более нагретых элементов турбины.

Поэтому при дальнейшем освоении более высоких температур газов ($T_Г^*$) необходимо использовать другие конструктивные решения, обеспечивая размещение трубопроводов суфлирования масляной полости опоры турбины в относительно низкотемпературной зоне.

Таким образом, очевидно, что для вновь создаваемых ТРДД рассмотренные конструктивно-силовые схемы трёхвальных турбин не следует рассматривать в качестве перспективных. У них сложно будет обеспечить надёжную работу масляной системы при использовании ныне существующих сортов смазочных масел, термостабильность которых уже находится на предельном уровне (из-за высоких уровней их рабочих температур, а также температур стенок элементов конструкции турбины, контактирующих с маслом).

Будущее – за двухвальными конструкциями двухопорных ТРДД с $m > 8$.

2.4.9.8. Схема отборов воздуха для охлаждения элементов турбины

Система охлаждения элементов турбины ТРДД состоит из нескольких сетей. Каждая из них включает:

- устройство для отбора воздуха из компрессора или от вентилятора (ресивер),
- магистраль подвода воздуха к турбине,
- кольцевой коллектор – распределитель воздуха,
- внутренние каналы в каждом из потребителей.

Места отбора воздуха и геометрические размеры каналов сети выбирают, исходя из условия обеспечения требуемого его расхода при известном противодавлении в точках газового тракта, куда сбрасывают этот воздух. Такой выбор производят отдельно для каждого из охлаждаемых элементов турбины. Так, для первой ступени турбины охлаждающий воздух необходимо отбирать за компрессором (или использовать вторичный воздух, отбираемый из корпуса КС). А для охлаждения лопаток и диска второй ступени турбины воздух обычно отбирают за 3-й ступенью от конца компрессора ВД, т.е. с более низким давлением.

Охлаждение наружного корпуса турбины производят воздухом, отбираемым от вентилятора (или за первой ступенью КНД).

Воздух для наддува подвижных уплотнений масляной полости опоры турбины у двухвальных ТРДД обычно отбирают за компрессором НД. В предмасляную полость его подводят по кольцевому каналу между валами турбокомпрессора (или в отдельных случаях – внешним трубопроводом). При этом, как было отмечено выше, у современных двигателей принимают конструктивные меры по исключению возможности подмешивания к нему более горячего воздуха из междисковых полостей турбины (путём введения буферной полости). А у трёхвальных ТРДД для наддува уплотнений масляных полостей межкаскадных опор турбины производят отбор воздуха с более высоким уровнем давления и температуры, обычно за компрессором среднего давления. И, к сожалению, у трёхвальных двигателей практически невозможно предотвратить возможность прорыва горячего воздуха из междисковых полостей к уплотнениям масляной полости.

В регулируемых системах отборов с частичным отключением расхода охлаждающего воздуха остающийся в работе канал должен иметь минимально необходимое сечение, обеспечивающее надёжное охлаждение соответствующих элементов турбины в условиях крейсерского режима полета.

2.4.10. Дефекты, проявляемые в работе турбин авиационных ГТД

Дефекты, возникающие в турбине при создании двигателя и в процессе его эксплуатации, можно условно отнести к двум группам по характеру их проявления**:** параметрические и прочностные. Ниже выделены наиболее типичные виды таких дефектов.

2.4.10.1. Параметрические дефекты

Суть такого рода дефектов заключается в несоответствии уровня определённых параметров установленным нормам, оговоренным в технических условиях. Например:

1. Высокая температура элементов статора (корпуса, СА, опоры и т.п.).
2. Высокая температура элементов ротора (дисков, РЛ, валов и т.п.).
3. Завышен расход воздуха для охлаждения элементов турбины.
4. Недобор КПД турбины (или её отдельного каскада).
5. Увеличенная закрутка газа на выходе из турбины.
6. Нестабильность давлений в полостях турбины.
7. Повышенный теплоподвод в масло в узле турбины.
8. Перегрев стенок масляной полости и труб суфлирования.

2.4.10.2. Прочностные дефекты

1. Разрушение рабочей лопатки турбины (обрыв или деформация).
2. Прогар лопаток СА.
3. Разрушение диска или корпусных деталей турбины.
4. Разрушение роликового подшипника.
5. Заклинивание ротора при остановке.
6. Выработка уплотнений выше допустимой нормы.
7. Скол части бандажной полки.

2.4.11. Материалы, используемые в конструкции турбин авиационных ГТД

Конструкционные материалы, применяемые в турбине, должны иметь достаточную прочность при работе в условиях высоких температур и, кроме того, быть жаростойкими. Они представляют собой легированные сплавы на никелевой основе. С типичными материалами и их прочностными характеристиками можно ознакомиться в [2].

В ОАО «СНТК им. Н.Д.Кузнецова» применяют следующие материалы:

1. Сопловые лопатки I и II ступени турбины ЖС-30, III и IV ступени ВЖЛ-12Э.
2. Рабочие лопатки I ст. ЖС-32, а II ст. ЖС-30.
3. Диски ХН70МВТЮБ (I, II ст.), ХН77ТЮР (III, IV ст.).
4. Валы 13Х14Н3В2ФР (ЭИ-736).
5. Корпус опоры турбины ВЖЛ-14.
6. Крепеж ХН77ТЮР (ЭИ-437Б).

Справка:

Сплав ЖС-30. Основа – никель, хром – 4-5%, Al – 6%, W – 12%, Co – 8%, Mo – 1%.

Сплав ЖС-32. Он более жаропрочен по сравнению с ЖС-6К (за счет дополнительного легирования танталом и рением).

ВЖЛ-12Э – отливки рабочих лопаток с направленной кристаллизацией.

2.4.12. Технические требования в основных чертежах турбины

Ниже в качестве примеров приведены типичные технические требования, содержащиеся в сборочном чертеже турбины и в рабочих чертежах дисков и лопаток (неохлаждаемых), используемые в соответствующей документации на предприятии ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова».

2.4.12.1. Технические требования в сборочном чертеже

1. Сборку турбины производить в вертикальном положении.

2. При сборке узла смазать ролики, беговую дорожку наружной обоймы и рабочие поверхности сепараторов подшипников смазкой ЦИАТИМ-201 (ГОСТ 6267-74). Винты, гайки, болты ставить на смазке ПФМС-4С (ТУ 6-02-917-79).

3. Затяжку гаек позиций… производить крутящим моментом 25 ± 2 Н·м. Затяжку болтов позиций… выполнить крутящим моментом 20 ± 2 Н·м.

4. Размер ... обеспечить за счёт подбора дистанционного кольца.

5. При окончательной сборке турбины осевые зазоры определять подсчётом.

6. При окончательной сборке величину радиальных зазоров … определять как среднеарифметическую из восьми замеров по окружности.

7.* Размеры для справок.

8. Фактическую величину размеров … занести в паспорт.

9. Ротор турбины балансировать. Класс точности балансировки по ОСТ 141798 –78.

2.4.12.2. Технические требования к дискам турбины

Штамповка , 1 группа контроля по ТУ-№…, КИМ не менее 0,45.

1. Твёрдость материала НВ 302…375. Группа контроля 1.

2. Размеры и ТТ, указанные в чертеже, выдержать до термообработки.

3. Проверить травлением отсутствие трещин и зональной рекристаллизации по инструкции отдела главного металлурга.

4. Маркировать шрифтом 5.

5. Контроль ЛЮМ 1.

6. *) Размеры указаны для справок.

7. *1) Размеры и качество поверхности принимать по образцу.

8. Диск электрополировать. Съём металла 0,04…0,12 мм на сторону.

9. Поверхность обработать микрошариками кругом по инструкции отдела главного технолога.

10. Маркировать номер первого паза в диске способом Г шрифтом 5.

11. Паспорт.

2.4.12.3. Технические требования к лопаткам турбины

Заготовка – бесприпусковая отливка направленной кристаллизации. КИМ > 0,7.

1. Отливка и контроль материала по заводским ТУ №…

2. Допуски на литейные размеры по ОСТ 1 41793-78.

3. Профиль пера лопатки проверять в сечениях A_1-A_1, A_2-A_2, A_3-A_3 .

4. Отклонение профилей пера от номинального не более 0,4 мм.

5. Смещение трактовых поверхностей от номинального расположения**:**

- для бандажной полки не более 0,25 мм,
- для хвостовика не более 0,15 мм.

6. * Размеры для справок.

7. *1 Размеры обеспечить инструментом.

8. *2 Контроль по образцу.

9. Деталь термообработать для снятия напряжений.

10. Маркировать шрифтом 5.

11. Частота основного тона изгибных колебаний … Гц.

Деталь должна иметь технологический паспорт.

2.4.13. Соединение валов компрессора и турбины

Соединение валов турбокомпрессора осуществляют для передачи осевого усилия и крутящего момента от турбины. Ниже в качестве примера рассмотрено соединение байонетного типа (рис. 2.4.34).

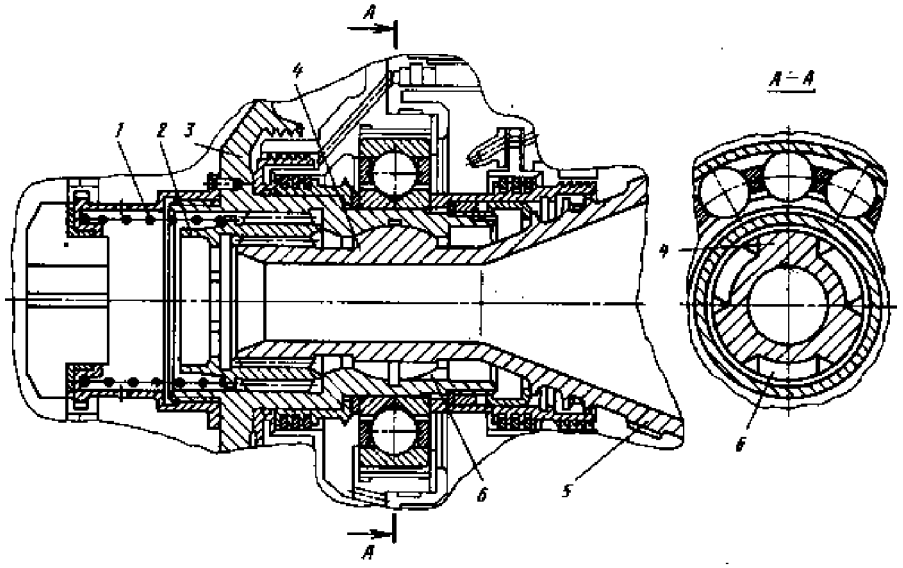


Рис. 2.4.34. Пример соединения валов компрессора и турбины с использованием замка байонетного типа:
1 – пружина; 2 – промежуточная втулка; 3 – цапфа вала компрессора; 4 – форма трёх шипов на валу турбины для байонетного соединения с валом компрессора; 5 – вал турбины; 6 – пропилы в валу компрессора

Для фиксации соединения валов используют промежуточную втулку, имеющую два ряда шлицев – внутри и снаружи. При выполнении операции соединения валов указанную втулку предварительно отводят в крайнее левое положение (с помощью технологического приспособления), сжимая пружину. После того как законцовку вала турбины заведут до упора в вал компрессора (через отмеченные выше пропилы), вал турбины поворачивают на 60°, а затем промежуточную втулку возвращают в исходное положение. Получается фиксированное соединение валов.

Крутящий момент от турбины к компрессору передается через шлицы – сперва от вала турбины к промежуточной втулке, а от нее – к валу компрессора. Осевая сила от вала турбины к валу компрессора передается через байонетное соединение законцовок двух валов (через указанные шипы на валу турбины).

Полусферическая законцовка вала турбины позволяет компенсировать несоосность валов в пределах до 1,5°. В ней есть три шипа, форма которых соответствует пропилам в цапфе вала компрессора.

Но чаще всего осевые силы в роторах турбокомпрессора передают через резьбовое соединение валов, а крутящий момент – через шлицы, нарезаемые на законцовках соединяемых валов. Так, в качестве примера на рис. 2.4.35 показан такой тип соединения валов компрессора и турбины.

В данном случае при выполнении операции соединения валов затяжку резьбы осуществляют со стороны турбины с использованием специального ключа, входящего в пазы на торце головки болта. При этом одновременно втулку *6* смещают вперёд, сжимая пружину. После того как болтовое соединение затянуто, указанную втулку отпускают и она за счёт усилия пружины занимает положение, показанное на рисунке. Наружный шлицевой ярус

данной втулки связан с внутренними шлицами на валу компрессора, а второй ярус шлицев – с внутренними шлицами на законцовке болта. Поэтому данное резьбовое соединение надёжно законтрено.

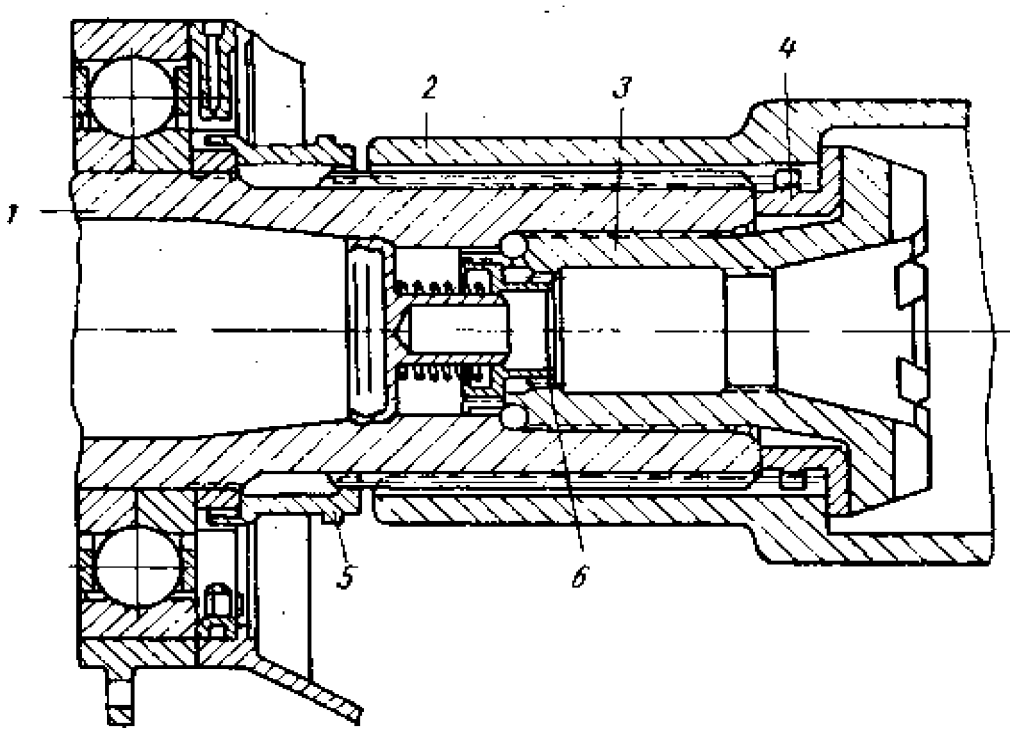


Рис. 2.4.35. Типичное соединение валов компрессора и турбины:
1 – вал компрессора; 2 – вал турбины; 3 – стяжной болт; 4 – упорная втулка;
5 – дистанционная втулка; 6 – втулка для контровки резьбового соединения

Иногда шлицевое соединение валов фиксируют с помощью подпружиненного штифта, который заводят изнутри полого вала. Для того чтобы демонтировать соединение, штифт надо утопить. При вращении вала в процессе работы двигателя штифт не может выйти из зацепления, т.к. на него действует центробежная сила.

Следует иметь в виду, что сборку двигателя в части соединения валов турбокомпрессора производят в вертикальном положении, чтобы не повредить подшипники его ротора.

2.5. ОХЛАЖДЕНИЕ И СМАЗКА УЗЛОВ ТРЕНИЯ ОПОР

2.5.1. Подшипники ротора двигателя

В опорах ГТД наиболее ответственными элементами являются подшипники. Именно они осуществляют силовую связь ротора со статором. Причём в опорах применяют подшипники качения. Эти подшипники просты в эксплуатации, относительно дешевы, поэтому они получили широкое распространение. По сравнению с подшипниками скольжения они имеют меньшие геометрические размеры, обеспечивают более высокую частоту вращения ротора, имеют существенно меньшие величины коэффициентов трения. Соответственно, они требуют меньшего количества масла для их смазки и охлаждения.

В ГТД используют шариковые и роликовые подшипники средних и сверхлегких серий. Конструктивно подшипник качения состоит из наружного и внутреннего колец, между которыми располагаются тела качения (шарики или ролики), фиксируемые в нужном положении с помощью сепаратора.

Шариковые радиально-упорные подшипники, воспринимающие осевые нагрузки, устанавливают в зоне компрессора, а в турбине используют роликовые подшипники.

На рис. 2.5.1 показаны основные элементы однорядного радиально-упорного шарикового подшипника**:** внутреннее и наружное кольцо (обоймы), шарики и сепаратор, разделяющий тела качения по окружности (для исключения трения между ними). По количеству точек контакта шариков с обоймами подшипники бывают с двух-, трех- и четырёхточечным контактом.

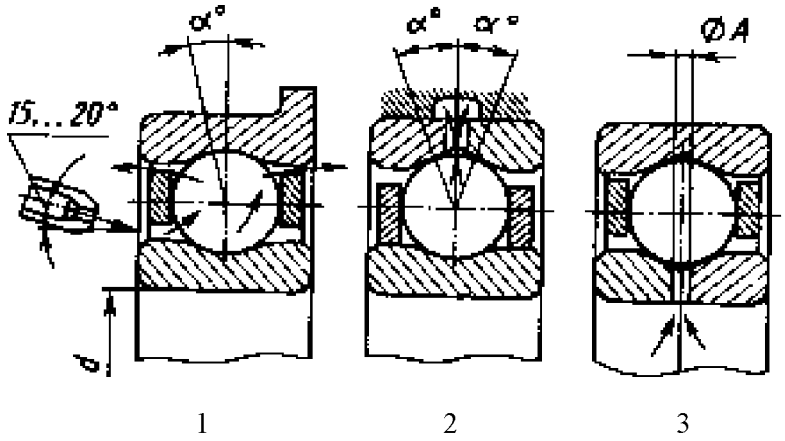


Рис. 2.5.1. Типы радиально-упорных шарикоподшипников:
1 – двухточечный; 2 – трёхточечный ; 3 – четырёхточечный

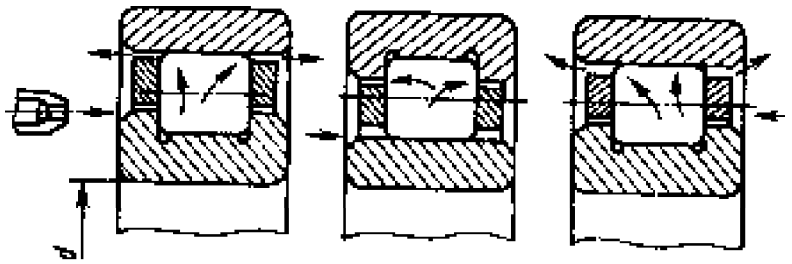
Под действием осевой нагрузки у шарикового подшипника происходит смещение внутренней обоймы относительно наружной (в направлении осевой силы). При этом образуется угол контакта α. Он определяет величину осевой силы, допустимую для конкретного подшипника. Обычно $\alpha = 20\ldots26°$, у специальных подшипников – до 38°.

Повышенной грузоподъемностью отличаются подшипники трехточечного и четырёхточечного контакта. Но следует иметь в виду, что при наличии изгибной деформации опоры в случае использования четырёхточечного подшипника возможно «закусывание» шариков, которое приводит к выходу из строя подшипника.

У трех- и четырёхточечного подшипников одна из обойм должна быть разрезной (чаще внутренняя).

У роликовых подшипников на одной обойме выполняют боковые буртики, удерживающие ролики от осевого перемещения (рис. 2.5.2). Предпочтительнее их выполнять на

внутреннем кольце, что облегчает выход масла из подшипника. В отличие от шариковых подшипников у роликовых одна обойма относительно другой может смещаться в осевом направлении на несколько миллиметров, что особенно важно для турбины.



1 2 3

Рис. 2.5.2. Роликовые подшипники:
1, 2 – центрирование сепаратора по наружному кольцу;
3 – центрирование сепаратора по внутреннему кольцу

Для уменьшения диаметральных размеров и массы роликового подшипника иногда у него отсутствует внутреннее кольцо. В этом случае ролики катятся по цементированным или азотированным поверхностям вала, выполняемым с высокой точностью и соответствующей чистотой поверхности.

Способ центрирования сепаратора имеет важное значение для обеспечения работоспособности подшипника. Как правило, конструкторы предпочитают использовать подшипники с центрированием сепаратора по наружному кольцу. При этом улучшается подвод масла к подшипнику. Его впрыскивают в зазор между сепаратором и внутренним кольцом.

У подшипников, устанавливаемых на валы с диаметром d = 100…150 мм, радиальный зазор при их изготовлении составляет 60…100 мкм, а при монтаже в конструкцию ГТД он уменьшается почти вдвое. При таких малых зазорах между телами качения и кольцами подшипника важной задачей является эффективное охлаждение его элементов. Разность температуры внутреннего кольца подшипника и наружного не должна превышать 50°С, иначе может произойти «закусывание» тел качения.

Охлаждение подшипников осуществляют маслом, отводящим тепло, выделяемое за счет трения в элементах подшипника.

Количество тепла, выделяемого в подшипнике [кВт], пропорционально его нагрузке и угловой скорости вращения вала:

$$Q \approx f_{\text{пр}} \cdot P_{\text{экв}} \cdot V_{\text{окр}},$$

где $f_{\text{пр}}$ – приведенный коэффициент трения (для шариковых подшипников $f_{\text{пр}}$ = 0,003–0,005, для роликовых 0,004–0,006);

$V_{\text{окр}}$ – окружная скорость вала на посадочном диаметре вала d, м/с;

$P_{\text{экв}}$ – эквивалентная нагрузка на подшипник,

$$P_{\text{экв}} = R + mA$$

R – радиальная нагрузка

A – осевая сила

m – для шариковых подшипников m = 2, для роликовых m = 0

Срок службы подшипника зависит от его типа и конструктивных размеров (т.е. от грузоподъемности подшипника), от действующей на него эквивалентной нагрузки, угловой скорости ротора, условий его охлаждения и смазки. Характерным признаком наступления усталости материала является выкрашивание металла на рабочих поверхностях шариков, роликов или колец в виде мелких точек (оспин) или отслаивания материала на беговых дорожках (шелушения).

Быстроходность подшипника характеризуется величиной параметра $d \cdot n$, где d – диаметр вала, мм; n – частота вращения вала, об/мин.

При $d \cdot n < 2 \cdot 10^6$ масло, подводимое к подшипнику, впрыскивают под сепаратор с помощью струйной форсунки (рис.2.5.1 и 2.5.2). При этом подводят масло в трех и более точках по окружности (с целью обеспечения равномерности температур обойм подшипников по окружности).

При $d \cdot n > 2 \cdot 10^6$ масло необходимо подводить через каналы во внутренней обойме подшипника, используя центробежный эффект. А под обойму (или внутрь вала) масло впрыскивают струйными форсунками.

У ТРДД с тягой ~150 кН в наиболее нагруженном радиально-упорном шариковом подшипнике ротора ВД выделяется значительное количество тепла (от 10 до 20 кВт). Для обеспечения нормального теплового состояния этого подшипника к нему подают от 6 до 10 л /мин масла. А для роликовых подшипников по статистике прокачка масла составляет от 1 до 4 л /мин. Потребную прокачку масла определяют расчётным путём в соответствии с рекомендациями [11]. Подогрев масла в подшипнике не должен превышать 50°С.

Тип подшипников для опор роторов выбирают по каталогу с учетом исходных данных по геометрическим размерам, условиям работы, действующим нагрузкам и требуемой их долговечности. Авиационные подшипники выпускают специализированные заводы.

Материалы, из которых изготавливают кольца и тела качения подшипников:

- ШХ-15 – при рабочей температуре 200…250°С,
- ЭИ-437 – при 300…400°С,
- ЭИ-347Ш – при более высоких температурах.

С вопросами установки подшипников в опорах ротора следует ознакомиться в [2].

2.5.2. Контактные уплотнения масляных полостей опор ротора

Для исключения утечек масла из масляных полостей опор в них предусматривают уплотнения между ротором и статором. При этом, как ранее было отмечено, к ним подводят воздух, который, проникая через указанные уплотнения в каждую масляную полость, препятствует возможности утечек масла из нее.

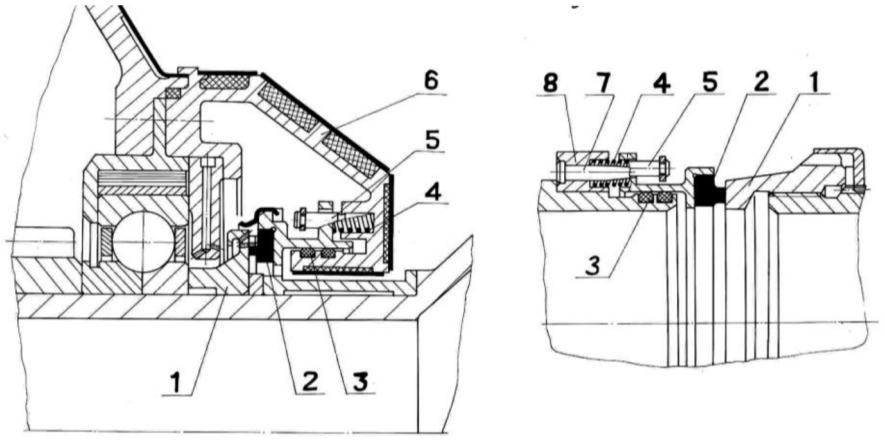
В авиационных ГТД широкое применение нашли лабиринтные и контактные уплотнения. В данном разделе приведены некоторые сведения о конструкциях контактных уплотнений, пропускающих значительно меньший расход воздуха по сравнению с лабиринтными.

Этот тип уплотнений название «контактных» получил потому, что у них происходит соприкосновение вращающихся и статорных деталей в зоне уплотняемого стыка. К группе контактных уплотнений относятся:

- металлические кольцевые уплотнения,
- радиальные секционные графитовые уплотнения «браслетного» типа,
- торцевые контактные уплотнения (ТКУ),
- радиально-торцевые контактные уплотнения (РТКУ).
-

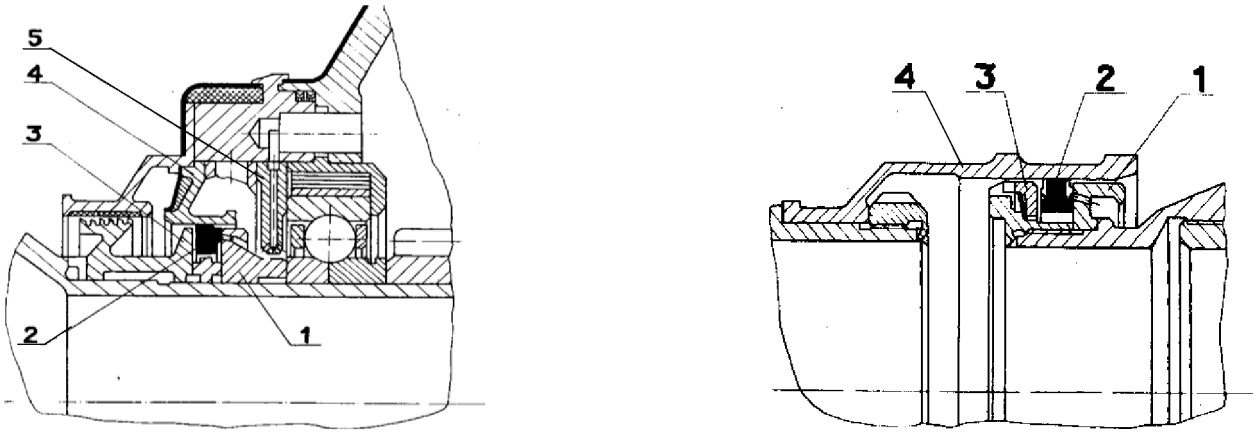
Конструктивные особенности указанных уплотнений описаны в [2].

В ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» из перечисленных видов контактных уплотнений наибольшее распространение получили торцевые контактные (рис. 2.5.3) и радиально-торцевые контактные уплотнения (рис. 2.5.4), изготавливаемые из графита.



а) б)

Рис. 2.5.3. Конструкция торцевых контактных уплотнений:
1 – втулка (контртело); 2 – графитовое кольцо; 3 – резиновое уплотнительное кольцо;
4 – пружина; 5 – штифт, ограничивающий перемещение подвижной втулки;
6 – боковая крышка опоры; 7 – штифт, удерживающий пружину; 8 – металлическое кольцо;
а – ТКУ, установленное между ротором и статором; б – ТКУ между двумя валами



а) б)

Рис. 2.5.4. Конструкция радиально-торцевых уплотнений:
1 – втулка (контртело); 2 – графитовое кольцо; 3 – обойма; 4 – кольцевая крышка;
5 – форсуночное кольцо; а – уплотнение между ротором и статором;
б – межвальное уплотнение

У «дозвуковых» ТРДД в конструкциях ТКУ и РТКУ рабочие уплотнительные кольца выполнены из графитов марки АТГ или Нигран-В. Эти материалы работоспособны при температурах в зоне контакта трущихся поверхностей до 300°С.

У ТРДД для сверхзвуковых самолетов, где рабочие температуры в уплотнениях могут достигать 400°С, уплотнительные кольца изготавливают из пирографита марки ПГИ.

Ответные детали (контртела) изготавливают из стали 38ХМЮА или 13Х11Н2В2МФ с азотированием контактных поверхностей на глубину не менее 0,1 мм. А у наиболее теплонапряженных трущихся пар на них наносят хромомолибденовые покрытия.

Тепловыделение [кВт] в контакных уплотнениях (ТКУ) определяют по формуле:

$$Q_{тр} = f \cdot P_{\sum} \cdot V_{окр}$$

где f – коэффициент трения графита о сталь (~0,1);

$P_{\sum}$ – суммарное усилие прижатия (пружины + сила от давления воздуха, подведенного к уплотнению), кН;

$V_{окр}$ – окружная скорость контртела в зоне контакта его с графитовым кольцом, м / с.

В конструкциях торцевых контактных уплотнений двигателей «НК» освоены окружные скорости $V_{окр}$ до 110 м / с (при ΔP = 0,4 МПа).

Смазку и охлаждение контактных уплотнений осуществляют маслом. На наиболее нагруженное уплотнение ТКУ КВД подают до 4 л /мин масла. При недостаточной подаче масла возникают прижоги и растрескивание покрытия у контртела, что приводит к его же интенсивному износу (т.к. осколки покрытия шаржируются в графитовое кольцо).

По экспертной оценке специалистов в перспективе работоспособность ТКУ может быть обеспечена при окружных скоростях $V_{окр}$ не выше 140 м/с. Следовательно, при освоении более высоких скоростей вращения роторов ГТД необходимо будет осваивать конструкции новых типов бесконтактных уплотнений.

2.6. РЕДУКТОРЫ

2.6.1. Назначение редукторов

Редуктором называют устройство, предназначенное для понижения частоты вращения ротора при передаче крутящего момента от турбины к потребителю мощности. Редукторы входят в состав ТВД и ТВаД, у которых в качестве движителей используют воздушные винты. Кроме того, в конструкциях ТВВД и у некоторых современных ТРДД с большой степенью двухконтурности также применяют редукторы.

В конструкциях ГТД необходимость использования редукторов обусловлена следующим. Для турбины повышение оборотов ротора позволяет сконструировать её более компактной, с меньшими диаметральными размерами. Поэтому при передаче крутящего момента от высокооборотной турбины к потребителю должно быть произведено понижение частоты вращения ротора. (У созданных ГТД обороты ротора турбины имеют уровень от 6000 до 15000 об / мин. А обороты винта у ТВД находятся в диапазоне от 700 до 1200 об/мин. У ТВВД оптимальные обороты винтовентилятора также имеют сравнительно низкий уровень – от 1200 до 1800 об / мин).

Отношение числа оборотов ротора турбины к числу оборотов воздушного винта (или вентилятора) называют передаточным числом редуктора: $i = n_{\text{турб}} / n_{\text{винта}}$. Это число может находиться в пределах от 5 до 15. А у редукторов, используемых в вертолётах для привода винтов от ТВаД, передаточное число имеет ещё большую величину – от 15 до 25.

Авиационные редукторы являются компактными высокотехнологичными устройствами [2,3]. Их удельная масса на 1-2 порядка меньше, чем у редукторов общего машиностроения. Но даже несмотря на это, масса редукторов составляет значительную долю в общей массе авиационного двигателя. Причём практически половина её приходится на массу зубчатых колёс основной кинематической цепи и на массу корпуса редуктора.

Отличительной особенностью авиационных редукторов является относительно высокий уровень тепловыделения в его узлах трения (в зубчатых зацеплениях и в подшипниковых узлах), что связано с их высокими контактными нагрузками. Поэтому для редукторов характерна повышенная величина потребной прокачки масла для охлаждения и смазки указанных узлов трения. И как следствие, у двигателей, в состав которых входит редуктор, значительное внимание конструкторы вынуждены уделять вопросам эффективного охлаждения масла с целью обеспечения минимально возможной его входной температуры. Особенно остро этот вопрос назрел у высокоэкономичных ТВВД большой мощности [12].

2.6.2. Основные требования к редуктору

1. Минимальные диаметральные размеры конструкции узла.
2. Минимальная масса.
3. Высокий КПД (не менее 0,99).

Надёжность работы в течение установленного ресурса, гарантирующая высокую степень безопасности полётов.

Ниже приведено обоснование существа этих требований.

1. На характер поля скоростей на входе в компрессор и на величину $\sigma_{\text{вх}}$ влияют диаметральные размеры редуктора. При этом, они однозначно определяют минимально возможное значение диаметра втулки первой ступени компрессора.

2. По статистике доля редуктора составляет 20…30 % от общей массы двигателя. Этим обусловлена важность требования по обеспечению минимально возможной массы данного узла. У созданных авиационных ТВД масса редукторов (кг) по статистике составляет

$$G_{\text{ред}} = (0{,}035 \ldots 0{,}075)\, N_{\text{ред}},$$

где $N_{\text{ред}}$ – мощность редуктора, кВт.

Стремление к снижению массы редуктора вызывает необходимость применения в его конструкции высококачественных материалов, допускающих высокие нагрузки. (Так, например, контактные напряжения в зубчатых зацеплениях могут достигать $15 \cdot 10^2$ МПа).

3. Выполнение требования по обеспечению высокого КПД редуктора важно с точки минимизации общих потерь мощности двигателя. При этом КПД редуктора зависит не только от потерь на трение в подшипниках и в зубчатых колёсах, но часть энергии в этом узле теряется вследствие эффекта гидроторможения масла, обильно подаваемого для охлаждения и смазки его трущихся пар. Указанные потери энергии в редукторе в виде тепла поступают в масло, вызывая его подогрев.

В важности выполнения рассматриваемого требования можно убедиться на простом арифметическом примере. Так, при прочих равных условиях потери тепла у редуктора с КПД 0,98 вдвое больше, чем у редуктора, имеющего КПД 0,99. Следовательно, с уменьшением КПД редуктора для эффективного отвода тепла от узлов трения редуктора требуется большая величина прокачки масла. А это приведёт к усложнению схемы масляной системы двигателя, к увеличению массы и габаритных размеров агрегатов, входящих в её состав (особенно маслоохладителя воздушного типа).

4. Высокую надёжность редуктора обеспечивают за счёт:

- применения высококачественных конструкционных материалов,
- выбора рациональной кинематической схемы редуктора,
- обеспечения достаточной жесткости его элементов,
- обеспечения требуемых запасов прочности,
- использования прогрессивной технологии изготовления его узлов и деталей,
- использования оборудования с высокой точностью обработки,
- обеспечения высокой чистоты поверхностей трущихся пар,
- поверхностного упрочнения деталей,
- использования масел с высокой несущей способностью в тонком слое, выдерживающих контактные нагрузки не менее 15000 Па.

2.6.3. Классификация редукторов

В конструкциях редукторов можно выделить ряд отличительных признаков**.**

1. По расположению относительно двигателя (бывают редукторы, непосредственно входящие в конструкцию двигателя, или выносные; а иногда редуктор размещают сзади двигателя с приводом от свободной турбины).

2. По числу ведущих и ведомых валов различают редукторы:

- с одним ведущим и одним ведомым валами,
- с одним ведущим и двумя ведомыми валами,
- с двумя ведущими валами и с одним ведомым.

3. По расположению ведущих и ведомых валов:

- редукторы называют соосными, если у них положение осей главных валов совпадает;
- редукторы могут иметь параллельные оси входных и выходных валов;
- в конструкции редуктора могут быть пересекающиеся оси главных валов, (например, такие устройства применяют в вертолётах).

4. По числу ступеней различают одно- и двухступенчатые редукторы. Последние получили более широкое распространение, так как они позволяют обеспечивать высокий уровень передаточных отношений.

5. По кинематической схеме различают простые, планетарные и дифференциальные редукторы. Но бывают редукторы комбинированных схем.

6. По типу используемых шестерён: цилиндрические (с внешним или с внутренним зацеплением) и конические.

7. По типу зубьев шестерён**:** прямозубые, косозубые и шевронные.

На рис. 2.6.1 в качестве примера показана конструкция соосного редуктора ТВД, размещённого на входе в двигатель (с одним ведущим и одним ведомым валами).

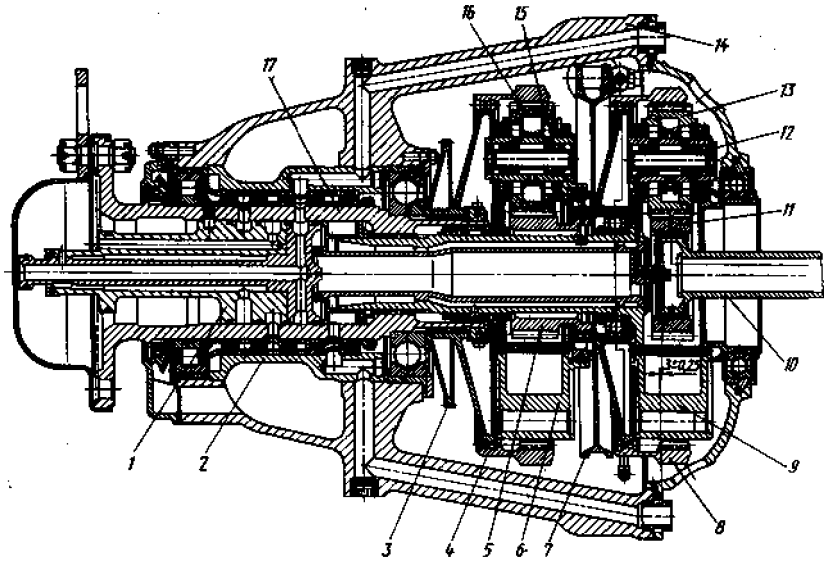


Рис. 2.6.1. Редуктор ТВД:
1 – маслоперепускная втулка; 2 – корпус втулки; 3 – ведущее зубчатое колесо измерителя крутящего момента; 4 – зубчатое колесо внутреннего зацепления; 5 – зубчатое колесо внешнего зацепления; 6 – корпус; 7 – венец измерителя крутящего момента; 8 – зубчатое колесо внутреннего зацепления планетарной передачи; 9 – водило; 10 – рессора; 11 – ведущее зубчатое колесо планетарной передачи; 12 – ось сателлита; 13 – сателлит; 14 – корпус редуктора; 15 – ось зубчатого колеса; 16 – зубчатое колесо; 17 – вал винта

Из представленного рисунка видна конструктивная сложность авиационного редуктора даже с одним выходным валом. Ниже рассмотрены кинематические схемы редукторов, наиболее широко используемых в двигателях, устанавливаемых на самолётах.

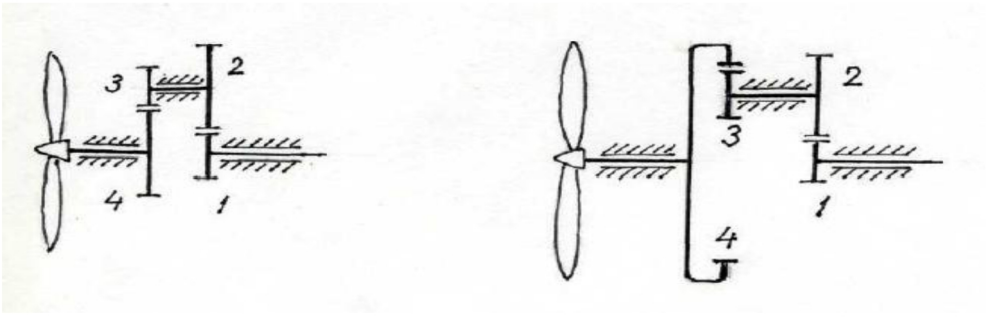
2.6.4. Кинематические схемы редукторов

2.6.4.1. Простые редукторы

Простые редукторы отличаются минимальным количеством шестерён, используемых для обеспечения заданного передаточного отношения. При этом у них все подшипники установлены между вращающимися и неподвижными деталями.

На выходном валу может быть установлена центральная шестерня либо внешнего зацепления (рис. 2.6.2, *а*), либо шестерня внутреннего зацепления (рис. 2.6.2, *б*). По сравнению с первой схемой второй вариант выполнения редуктора предпочтительнее, так как у него выше кинематический эффект и к тому же в зубчатом зацеплении выходной пары контактные напряжения на 20-30 % меньше. Но так как она несколько сложнее в изготовлении, то её применяют в редукторах для передачи больших мощностей (>1500 кВт). В обеих из приведен-

ных схем шестерни, передающие мощность от ведущего вала к промежуточному, могут быть продублированы, что позволяет выравнивать нагрузки на подшипники промежуточного вала, уменьшать опасность перекоса в зацеплении этих шестерён и улучшать условия работы корпуса редуктора.



а) б)

Рис. 2.6.2. Схемы простых редукторов

2.6.4.2. Планетарные редукторы

Схема планетарного редуктора приведена на рис. 2.6.3.

В планетарных редукторах одна из центральных шестерён является неподвижной. Зацепление может быть внешним или внутренним. Передаточное отношение при одних и тех же размерах выше, чем у простого редуктора. Такой тип редукторов нашел широкое применение в авиационных двигателях.

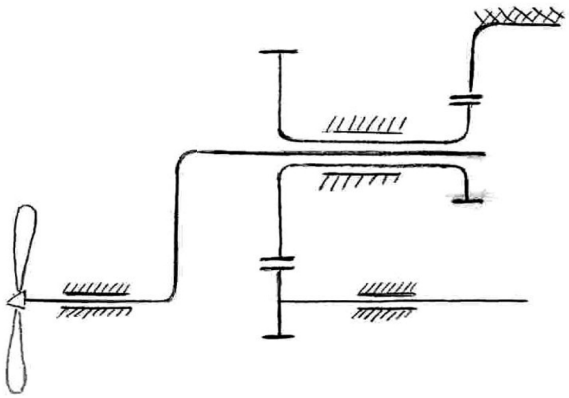


Рис. 2.6.3. Схема планетарного редуктора

Шестерня, сидящая на ведущем валу, получила название «солнечной», потому что сопряженные с ней промежуточные шестерни (количество которых может быть 3 – 7 и более) вращаются вокруг неё подобно планетам Солнечной системы. Эти шестерни назвали «сателлитными». Кинематика их вращения вокруг ведущей «солнечной» шестерни является вынужденной, так как они одновременно находятся в зацеплении с неподвижной шестерней, имеющей внутренний зубчатый венец.

Сателлитные шестерни свободно вращаются на осях «водила», жестко соединённого с валом винта. Вал винта вращается в ту же сторону, что и приводной вал турбины двигателя.

Кинематический эффект планетарного редуктора при одних и тех же размерах выше, чем у простого редуктора. На рис. 2.6.4 показана схема планетарного редуктора ТВД НК-4.

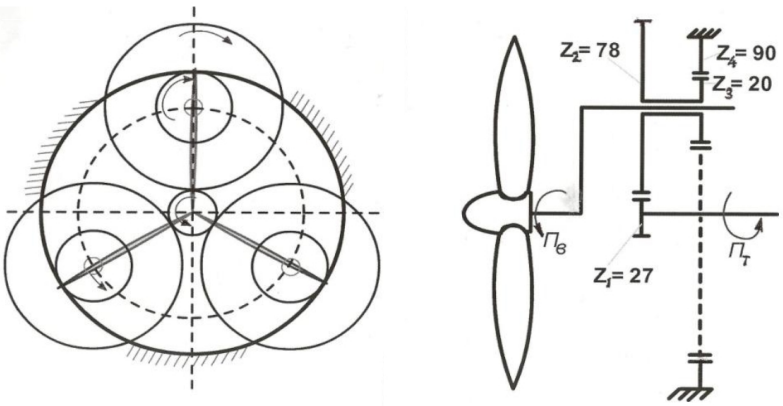


Рис. 2.6.4. Схема редуктора двигателя НК-4

2.6.4.3 Дифференциальные редукторы

Дифференциальный редуктор отличается от планетарного тем, что у него центральная шестерня выходного вала вращается. При этом она приводит во вращение второй винт. Таким образом, у дифференциального редуктора вращаются все три звена основной передачи: «солнечная» шестерня, водило и центральная венцовая шестерня.

Дифференциальные редукторы используют для привода двух соосных винтов, вращающихся в разные стороны. Такая схема у редуктора двигателя НК-12 (рис. 2.6.5).

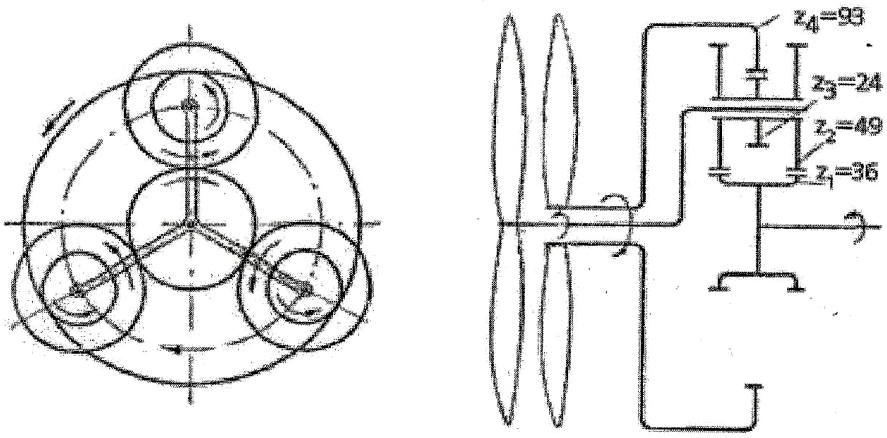


Рис. 2.6.5. Схема дифференциального редуктора двигателя НК-12

На рис.2.6.6 приведена схема размещения подшипников у данного редуктора.

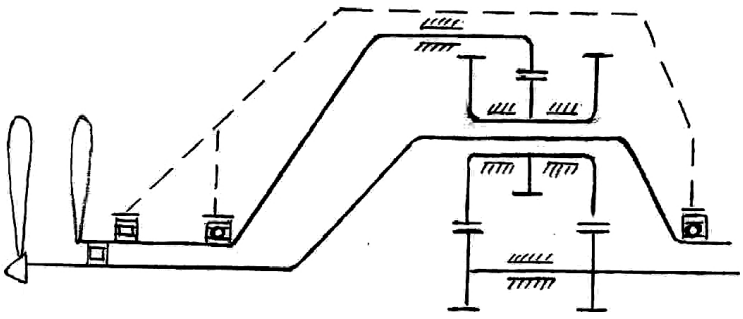


Рис. 2.6.6. Размещение подшипников в корпусе дифференциального редуктора

2.6.5. Обеспечение согласованной работы элементов редуктора

Для обеспечения согласованной работы всех элементов редуктора должен быть выполнен ряд условий.

1.Условие соосности.

Межцентровые расстояния во всех рядах шестерен должны быть одинаковыми.

2. Условие соседства.

Количество сателлитных шестерён выбирают с учётом того, чтобы не было задевания зубьев соседних сателлитов друг за друга.

3. Условие сборки.

Должно быть гарантировано зацепление всех шестерён и сателлитов.

2.7. ФОРСАЖНАЯ КАМЕРА

У ГТД, предназначенного для сверхзвукового самолета, с целью обеспечения возможности полета с высокими скоростями, для сокращения дистанции разбега при взлете, снижения времени разгона и набора высоты, а также для выполнения тактических манёвров требуется весьма существенное увеличение тяги**:** до 60% на взлете и до 170% при полете с $M \geq 2{,}0$. Эта цель достигается применением на двигателе форсажной камеры. Её устанавливают за турбиной и в ней сжигают дополнительное количество топлива.

Практически все двигатели истребительной и штурмовой авиации оснащены форсажными камерами. У двигателей транспортной авиации, установленных на дозвуковых самолётах, нет необходимости в ФК. Более того, использование ФК приводит к большим удельным расходам топлива. Но с этим вынуждены были смириться, например, предусмотрев ФК при создании двигателя НК-144 для сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144. У двигателей НК-22, НК-25 и НК-32, установленных на сверхзвуковых самолётах стратегической авиации, также есть ФК.

У всех созданных ТРДДФ форсажную камеру устанавливают после смешения потоков воздуха внутреннего и наружного контуров, как показано на рис.2.7.1.

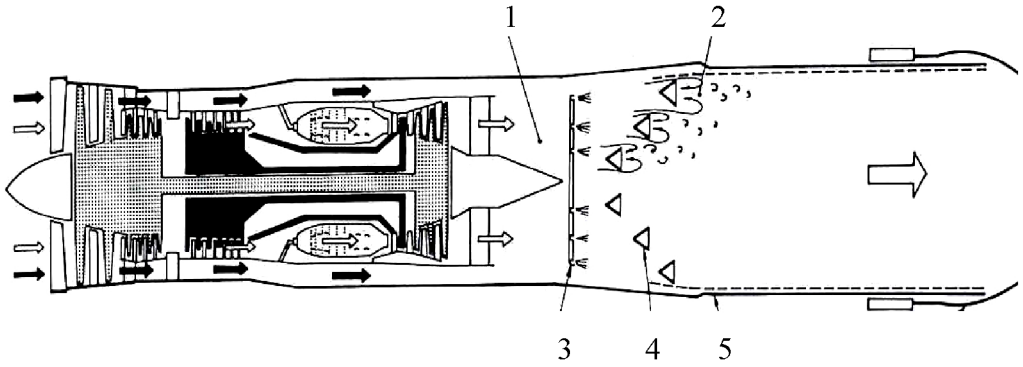


Рис. 2.7.1. Размещение форсажной камеры в ТРДДФ:
1 – камера смешения воздуха и газа; 2 – зона обратных токов; 3 – топливный коллектор с форсунками; 4 – стабилизаторы пламени; 5 – жаровая труба

2.7.1. Назначение составных элементов форсажной камеры и принцип ее работы

На рис. 2.7.2 показана принципиальная схема типичной форсажной камеры ТРДДФ и приведен состав её конструктивных элементов.

В затурбинной зоне у рассматриваемых двигателей устанавливают смеситель, предназначенный для перемешивания потоков холодного воздуха из наружного контура и горячего газа из внутреннего контура ТРДД с целью обеспечения приемлемой равномерности параметров потока на входе в ФК. Чаще всего используют конструкцию смесителей лепесткового типа. А после смесителя устанавливают диффузор – с целью снижения скорости потока с уровня ~ 300 м/с до 100…150 м/с**.**

Начальный участок ФК у ТРДДФ называют камерой смешения потоков двух контуров двигателя. После камеры смешения расположено фронтовое устройство, состоящее из топливоподающих элементов с форсунками и набора стабилизаторов пламени.

Сгорание топлива происходит в жаровой трубе ФК. Пламя, образованное воспламенившимися частицами, образует фронт, расположенный под небольшим углом к потоку. Горючая смесь, протекающая на некотором удалении от стабилизатора, воспламеняется при пересечении ею фронта пламени.

У ТРДДФ средней тяги длина жаровой трубы может иметь длину от 1,2 до 2,0 м и диаметр до 1,5 м. Для ее охлаждения предусмотрены воздушная завеса (с использованием воздуха из наружного контура двигателя) и теплозащитный экран, имеющий гофрированную форму.

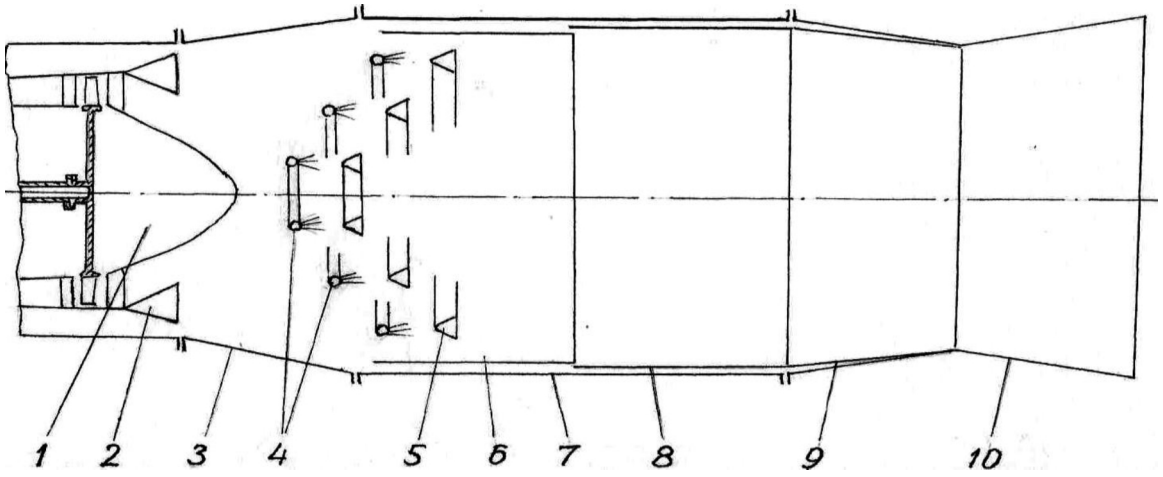


Рис. 2.7.2. Принципиальная схема ФК:
1 – внутренний конус; 2 – смеситель; 3 – диффузор; 4 – топливный коллектор с форсунками; 5 – стабилизатор пламени; 6 – антивибрационный экран; 7 – жаровая труба; 8 – теплозащитный экран; 9 – дозвуковая часть сопла; 10 – сверхзвуковая часть сопла

Устойчивое положение фронта пламени в ФК обеспечивают стабилизаторы пламени. Конструкторы широко используют стабилизаторы в виде плохообтекаемого тела – желоба V-образного профиля (с углом при вершине 30-60°, обращенным навстречу потоку). Такие «уголки» изготавливают из листового материала.

За таким стабилизатором пламени возникает зона обратных токов (рис. 2.7.3), в которой циркулируют продукты сгорания с температурой до 2000 К. Зона обратных токов, благодаря высокой температуре газа в ней, служит источником тепла для непрерывного испарения и поджигания каждой новой порции топливогазовой смеси, набегающей на стабилизатор, и обеспечивает удержание фронта пламени от сноса его обтекающим потоком.

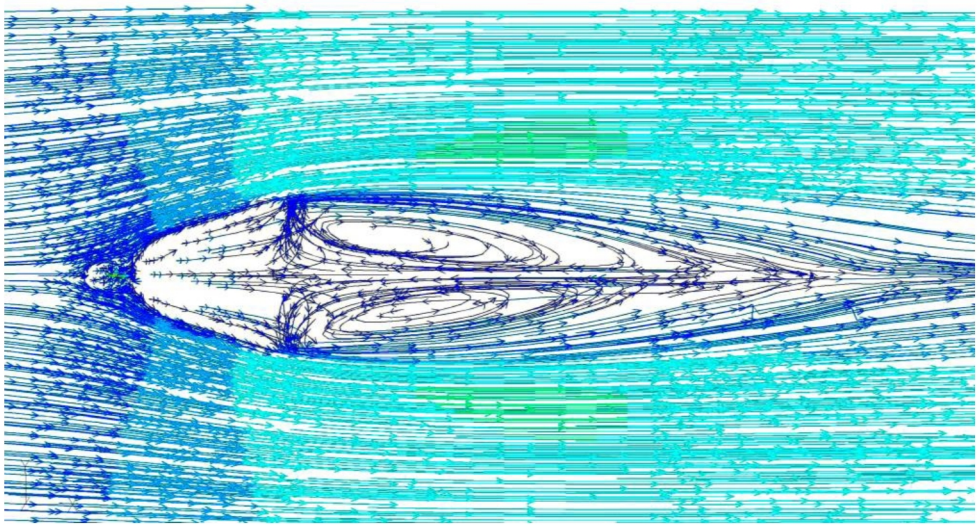


Рис. 2.7.3. Схема течения потока за стабилизатором пламени

Количество стабилизаторов пламени зависит от размеров ФК. Их могут выполнять кольцевыми (в виде нескольких ярусов), радиальными, образующими множество расходящихся лучей, радиально-кольцевыми с форкамерой и т.п. Опыт разработок ФК, накопленный в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» [8], показал, что для стабильного процесса горения в широком диапазоне режимов форсирования тяги рациональным является вариант применения кольцевой форкамеры с расположенными на ней радиальными стабилизаторами пламени, выполненными в виде уголков (рис. 2.7.4).

При этом на радиальных стабилизаторах могут быть установлены дополнительные уголки в окружном направлении. В такой системе стабилизации форкамера является постоянным очагом пламени. Так как она защищена боковыми стенками от основного потока, то горение в ней происходит устойчиво, а оптимальный наклон радиальных стабилизаторов пламени обеспечивает для них хорошую «огневую поддержку» от форкамеры.

Размещают форкамеру на большом диаметре, составляющем ~ 0,7 от диаметра жаровой трубы.

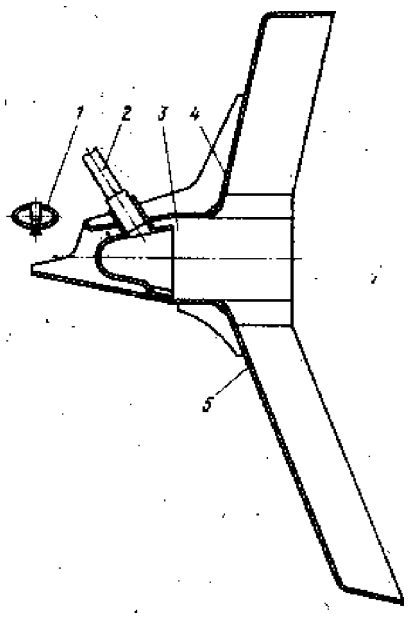
Поскольку стабилизаторы загромождают 30±5% проходного сечения ФК, то для уменьшения гидравлических потерь, например, ярусы кольцевых стабилизаторов смещают относительно друг друга по потоку (на 100…150 мм), как показано на рис. 2.7.2.

Для обеспечения различных степеней форсирования тяги устанавливают несколько топливных коллекторов (до пяти). Распыливание топлива в ФК, как правило, осуществляют с помощью центробежных форсунок, направленных навстречу потоку (для более мелкого дробления капель топлива и быстрого их испарения).

Первоначальное воспламенение топлива в ФК (запуск) производят с помощью различных устройств: свечей зажигания, воспламенителей, катализаторов (сетки из сплава платины и родия) или «огневой дорожки», образующейся при впрыске пускового топлива в газовый тракт внутри турбины.

Чаще всего используют электрические запальные свечи, на которые подают высоковольтный ток, обеспечивающий искровой разряд с энергией до 1 Дж. Запальник устанавливают в зоне малых скоростей потока. Его оснащают специальной пусковой форсункой с мелким распылом топлива (рис.2.7.5).

Форкамеру и топливные коллекторы крепят к наружному корпусу с помощью тяг. Сам наружный корпус ФК состоит из трёх частей: корпуса диффузора, среднего и заднего корпусов. Способ соединения



2.7.4. Система стабилизаторов пламени с форкамерой:
1 – топливный коллектор с форсунками; 2 – запальная свеча;
3 – кольцевая форкамера; 4 – наружные радиальные стабилизаторы пламени; 5 – внутренние радиальные стабилизаторы пламени

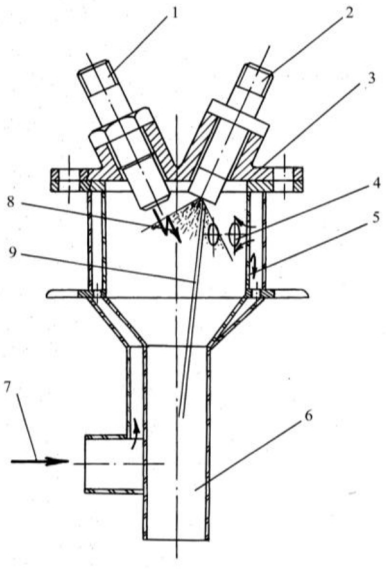


Рис. 2.7.5. Запальник электрический:
1 – свеча электрическая; 2 – топливная форсунка; 3 – крышка, 4 – отверстие; 5 – корпус; 6 – патрубок переброса; 7 – поток набегающего воздуха; 8 – конус распыла топлива; 9 – струя топлива перепускная

их между собой и с корпусом газогенератора показан на рис.2.7.6. Следует обратить внимание на то, что резиновое кольцо, установленное в стыке между газогенератором и диффузором, должно выдерживать температуру не менее 300°С.

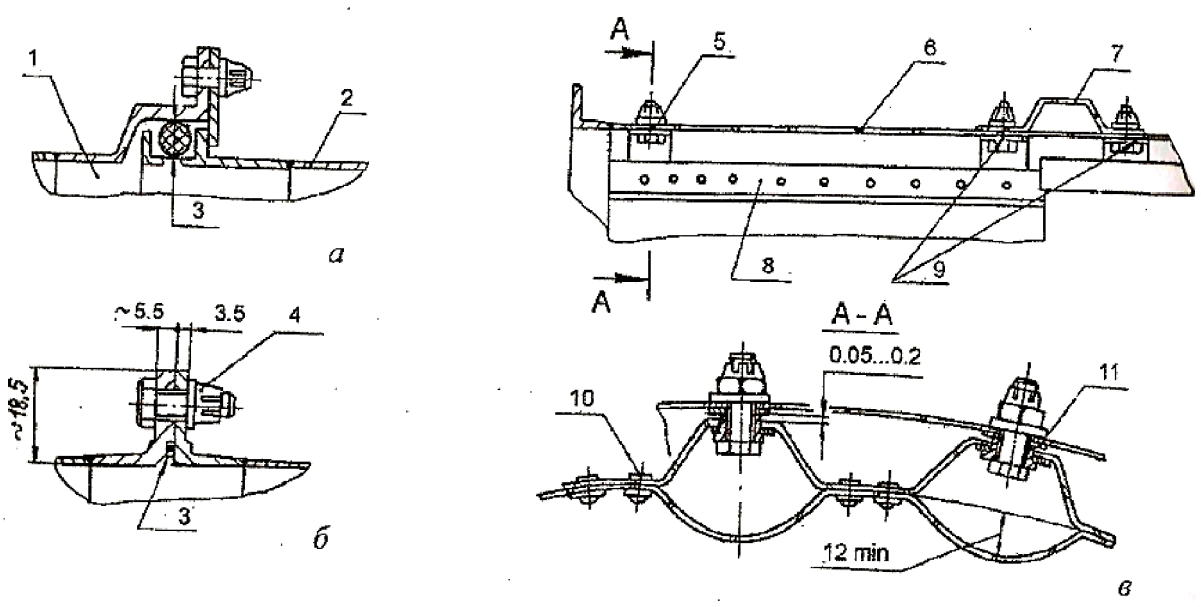


Рис. 2.7.6. Соединение наружных корпусов ФК:
а – соединение ФК с газогенератором; б) – соединение наружных корпусов ФК;
в – крепление гофрированных экранов к корпусам ФК; 1 – газогенератор; 2 – форсажная камера;
3 – кольцо резиновое; 4 – шаг между болтами (~ 40 мм); 5 – подвижное крепление; 6 – корпус;
7 – ребро; 8 – экран; 9 – неподвижное крепление; 10 – заклёпка; 11 – подкладка

Подводящие топливные трубопроводы и коллекторы выполняют из цельнотянутых трубок, соединённых между собой с помощью резьбовых ниппельных соединений, сварки или пайки. Причём внутри ФК резьбовые соединения трубок не применяют из-за их недостаточной надёжности по обеспечению герметичности стыков в течение заданного ресурса.

2.7.2. О вибрационном горении в форсажной камере

В ФК может возникать особый режим работы, сопровождаемый колебаниями давления газа с большой амплитудой и частотой от 50 до 5000 Гц и резким звуком. Такой режим получил название «вибрационного горения». По сути, это специфический акустический процесс.

Вибрационное горение недопустимо, так как оно вызывает повышение вибраций отдельных элементов конструкции ФК и приводит к их усталостным и резонансным поломкам (особенно трубопроводов и подвесок крепления внутренних элементов к наружному корпусу). При таком режиме горения интенсифицируются тепловые процессы внутри ФК, вследствие чего возможны прогары стабилизаторов пламени и тепловых экранов жаровой трубы.

Устранение рассматриваемого дефекта весьма затруднительно. Подавление высокочастотных колебаний газа конструкторы производят экспериментальным путём – в камеру вводят перфорированные антивибрационные экраны, варьируют распределением топлива по сечению ФК, изменяют конфигурацию и геометрические размеры смесителя (не допуская отрыва потока в нём), изменяют расстояние от среза смесителя до фронтового устройства, вносят коррекцию в эшелонирование размещения стабилизаторов пламени. Кроме этого, специалисты рекомендуют внедрять ряд мероприятий, направленных на изменение собственных частот колебания отдельных элементов конструкции ФК путём:

– применения материалов с высокими усталостными характеристиками,
– введения теплозащитных покрытий,
– устранения остаточной напряженности при изготовлении деталей ФК и др.

При этом, как показала практика, наиболее трудной является задача подавления низкочастотных колебаний газа (с частотой менее 100 Гц).

2.7.3. Основные требования к форсажной камере

У ТРДДФ бесфорсажные и форсажные режимы работы определяются положением рычага управления двигателем ($\alpha_{РУД}$). Так, например, у двигателя НК-25 максимальный бесфорсажный режим соответствует $\alpha_{РУД} = 72^{o}$, а максимальный форсажный режим – $\alpha_{РУД} = 115^{o}$. А промежуточное положение рычага управления двигателем (между этими двумя углами $\alpha_{РУД}$) соответствует частичному форсажному режиму. Именно для обеспечения возможности управления степенью форсирования величины тяги двигателя в ФК предусмотрено несколько топливных контуров.

Поддержание заданного режима работы ФК осуществляют с помощью регулируемого сопла – при включении в работу форсажной камеры каждому положению $\alpha_{РУД}$ автоматически по заданной программе соответствует определённое положение створок сопла, обеспечивающее требуемые величины площадей его критического и выходного сечений.

На рис. 2.7.7 схематично показано совместное функционирование форсажной камеры и реактивного сопла, зависящее от положения сектора газа ($\alpha_{РУД}$).

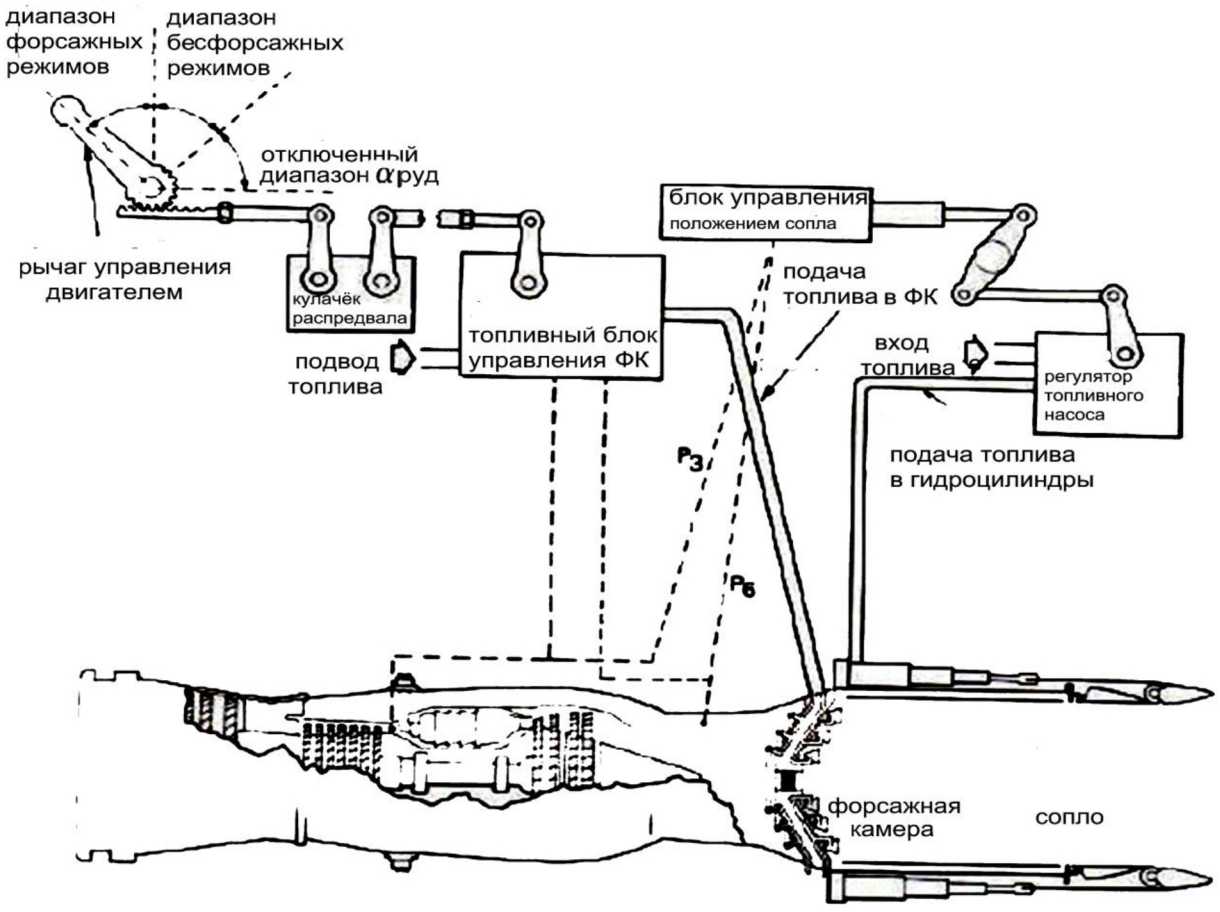


Рис. 2.7.7. Согласование режимов работы форсажной камеры и сопла

Ниже приведен перечень основных требований, предъявляемых к ФК.

1. Минимальные гидравлические потери давления потока на всех режимах работы двигателя.
2. Минимальные потери тепла на форсажных режимах.
3. Максимально возможная полнота сгорания (0,9…0,92).
4. Устойчивое горение во всем диапазоне режимов работы.
5. Безотказный розжиг во всех условиях эксплуатации с плавным увеличением тяги двигателя (без резких скачков давления во избежание возникновения помпажа компрессора или вентилятора).
6. Минимальная масса и габаритные размеры узла.

От выполнения данного комплекса требований существенно зависят основные показатели и характеристики двигателя.

2.8. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ГТД

Выходные устройства ГТД предназначены для преобразования тепловой и потенциальной энергии газа после турбины (или за ФК у ТРДДФ) в кинетическую энергию реактивной тяги. Кроме того, они обеспечивают поддержание соответствующего режима работы турбокомпрессора за счет подбора требуемых площадей в соплах [8].

Основные требования к выходным устройствам **:**

- минимальные гидравлические потери полного давления газа на участке от выходного сечения турбины до выходного сечения сопла,
- минимальные масса и габариты устройства,
- надежная и безотказная работа.

Дополнительные требования к выходным устройствам определяются назначением и конструкцией самолета, а также расположением двигателя на самолете.

2.8.1. Выходные устройства дозвуковых ТРДД

У ТРДД со смешением потоков за турбиной размещают выходную трубу. Она представляет собой сварную оболочку из жаропрочной стали. Внутри нее размещают внутренний конус и смеситель.

Внутренний конус (именуемый стекателем) служит для предотвращения резкого расширения потока газа за турбиной, т.е. предназначен для плавного преобразования кольцевого потока за турбиной в сплошной круговой поток в выходном сечении сопла. Угол α у вершины конуса обычно находится в диапазоне от 35 до 50°. Данный конус крепится за корпус опоры турбины или за оболочку внутреннего контура ТРДД.

Смеситель предназначен для увеличения кинетической энергии потока воздуха наружного контура за счет подвода к нему тепловой энергии от горячего газа. Наибольшее распространение получили смесители лепесткового типа. Они несколько уменьшают скорость истечения газа из внутреннего контура, но существенно увеличивают ее в наружном контуре. При этом выигрыш в приросте тяги составляет 2-3%.

К заднему фланцу выходной трубы прикрепляют реактивный насадок, называемый соплом. В нем происходит увеличение скорости потока, выходящего из двигателя.

Диаметр выходного сечения сопла предварительно выбирают на основании термодинамического расчета, а затем уточняют его величину при проведении экспериментальных проверок в процессе доводки двигателя. Длину сопла принимают равной примерно 0,3 от диаметра выходного сечения сопла.

Элементы конструкции выходного устройства должны быть работоспособными при высоких температурах (до 700°С). Их изготавливают из жаропрочных материалов – 12Х18Н10Т, Х20Н80, ХН78Т и др. Снаружи эти элементы теплоизолируют, обеспечивая тепловую защиту мотогондолы и обшивки самолёта .

Иногда в зависимости от компоновки самолета возникает необходимость транспортировать газ от турбины на расстояние 2–3 метра. В этом случае к заднему фланцу выходной трубы присоединяют удлинительную трубу. А уже к ней крепят сопло.

2.8.2. Регулируемые реактивные сопла

У двигателей с ФК, устанавливаемых на сверхзвуковых самолётах, реактивное сопло должно иметь регулируемую площадь проходных сечений. Регулированием площади критического и выходного сечений сопла подвижными венцами створок достигают оптимальных значений параметров турбокомпрессора и форсажной камеры. Это также позволяет снижать потери тяги от недорасширения или перерасширения потока на основных и нерасчётных режимах работы двигателя. На форсажных режимах струя нагретого газа требует раскрытия

сопла во избежание возникновения помпажа в компрессоре и для исключения возможности перегрева лопаток и дисков турбины [8].

2.8.2.1. Двухрядные створчатые сопла

В конструкциях ТРДДФ наибольшее распространение получило створчатое двухрядовое сопло (типа сопла Лаваля), содержащее два последовательно расположенных венца створок, перекрывающихся между собой. Такое сопло показано на рис. 2.8.1.

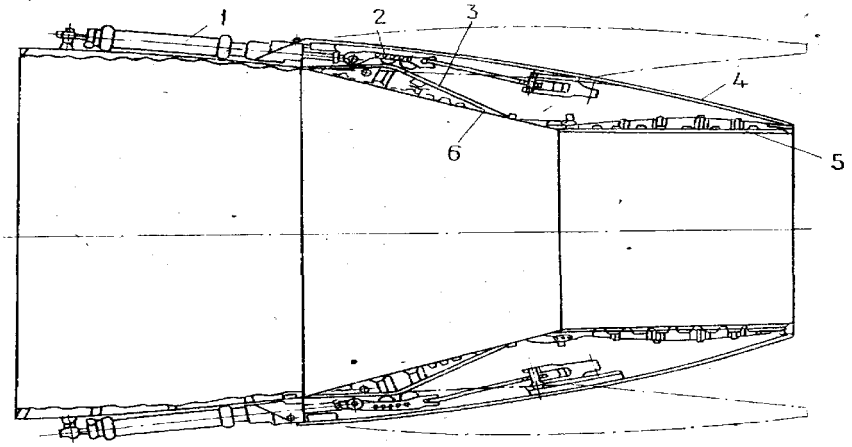


Рис. 2.8.1 Створчатое двухрядное регулируемое сопло Лаваля:
1 – силовые гидравлические цилиндры (8шт.); 2 – ролики механизма поворота створок;
3 – кулачок механизма поворота створок; 4 – вторичная внешняя створка;
5 – вторичная внутренняя створка; 6 – первичная внутренняя створка

На данном рисунке сопло изображено в положении, которое имеет место при работе двигателя на бесфорсажных режимах. А пунктиром показано полностью раскрытое положение створок дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла (соответствующее максимальному форсажному режиму).

Первичные внутренние створки шарнирно прикреплены к корпусу и с их помощью изменяют площадь критического сечения сопла. Силовыми элементами в системе управления положением створок сопла являются гидроцилиндры (8шт.), у которых в качестве рабочей жидкости используют топливо.

2.8.2.2. Сопло эжекторного типа

Створчатое сопло эжекторного типа показано на рис. 2.8.2. У такого сопла стенки дозвуковой части являются твердыми, а за критическим сечением выходная струя на некоторой части длины сопла имеет свободную границу.

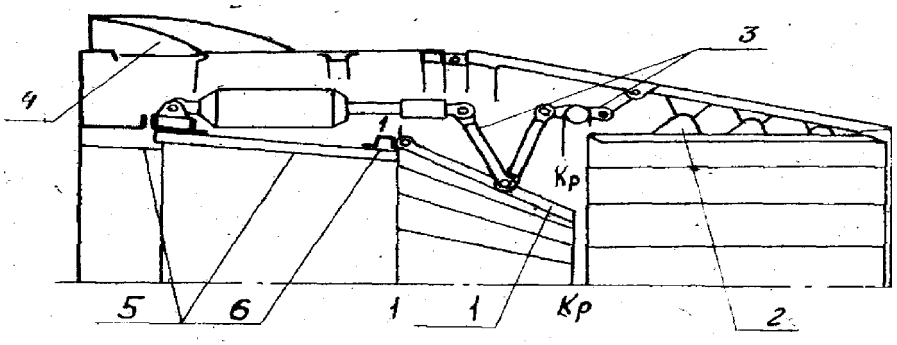


Рис. 2.8.2. Сопло эжекторного типа:
1- внутренние створки дозвуковой части сопла; 2 – венец сверхзвуковых регулируемых створок;
3 – элементы управления соплом ; 4 – вспомогательный воздухозаборник;
5 – антивибрационный экран форсажной камеры ; 6 – корпус

Площадь критического сечения сопла (отмеченного на рисунке) регулируют внутренними створками *1*, а наружными створками *2* регулируют площадь выходного сечения сопла. В зазор между створками *1* и *2* поступает вторичный воздух из системы охлаждения сопла.

Сопло эжекторного типа отличается более простой конструкцией, имеет меньшую длину и массу. Однако из-за существенных потерь тяги на дозвуковых режимах разработчики ТРДДФ отдают предпочтение соплу первого типа.

Как было ранее отмечено, при работе ТРДДФ положение створок сопла однозначно зависит от режима работы двигателя, определяемого положением рычага управления двигателем (см. рис. 2.7.7).

2.9. РЕВЕРСИВНЫЕ УСТРОЙСТВА

2.9.1. Назначение реверсивных устройств

Реверсивные устройства (РУ) авиационных ГТД предназначены для сокращения длины пробега самолёта при посадке. Особенно важна их роль при посадке самолёта на мокрую или обледенелую взлётно-посадочную полосу (ВПП).

Основным параметром, характеризующим РУ, является коэффициент реверсирования тяги. Его величина исходно оговаривается в техническом задании на разработку двигателя. В качестве минимальной величины коэффициента реверсирования принимают значение, при котором длина пробега при посадке в неблагоприятных зимних условиях на обледеневшую ВПП с применением реверсивного устройства сокращается до длины пробега в летних условиях при использовании колёсных тормозов самолёта. Выбор схемы РУ и его конструкции определяется условиями его компоновки на двигателе, а в ещё большей мере – условиями компоновки двигателя на самолёте.

2.9.2. Классификация реверсивных устройств

Основным квалификационным признаком РУ является его местоположение относительно выходного сечения реактивного сопла. Реверсивные устройства, расположенные до выходного сечения реактивного сопла, называют РУ типа I, а расположенные за соплом – РУ типа II. В состав любого РУ должны входить**:**

- дросселирующие элементы, осуществляющие перекрытие газового тракта и частичный поворот потока;
- отклоняющие элементы, окончательно разворачивающие поток в обратном направлении на заданный угол при выходе из устройства.

Вторым и третьим классифицирующими признаками являются, соответственно, способ дросселирования газового тракта и способ отклонения потока в обратном направлении.

2.9.2.1. Реверсирование тяги у ТРДД со смешением потоков

Конструктивная схема РУ типа I, используемая у ТРДД со смешением потоков, показана на рис. 2.9.1.

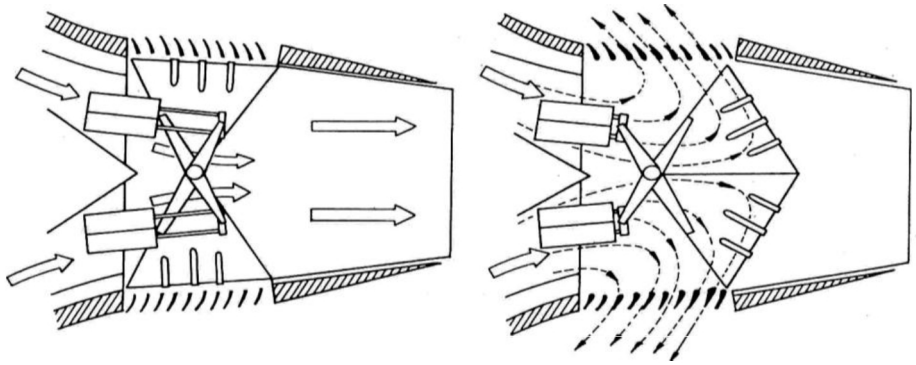


Рис. 2.9.1. Реверсивное устройство, встроенное перед соплом двигателя

На данном рисунке слева показано положение створок РУ в режиме прямой тяги двигателя. Как видно, в этом состоянии створки изнутри прижаты к наружной оболочке двигателя и не препятствуют поступлению газа в сопло. А на правом рисунке изображено положение створок РУ в режиме создания обратной тяги. Створки повёрнуты на 90^0 (верхняя – по часовой стрелке, а нижняя – против) и сомкнуты, образно говоря, подобно векам глаз. При этом движение газа к соплу перекрыто, но так как одновременно оказываются открытыми

отклоняющие решетки (ранее заслонённые створками РУ), то газовый поток начинает двигаться по схеме, показанной на этом рисунке. При таком отклонении потока у него появляется составляющая скорости истечения газа вперёд по направлению движения самолёта и за счёт этого создаётся обратная тяга. По такой схеме, например, выполнено реверсивное устройство двигателя НК-86.

Следует отметить, что иногда дросселирующие и отклоняющие функции выполняются одним и тем же конструктивным элементом. Но они обладают худшими газодинамическими показателями. Так, на рис. 2.9.2 показано РУ типа II.

Здесь две поворотные створки одновременно являются и перекрывающими выход потока газа за соплом и отклоняющими направление его истечения. При работе двигателя на режиме прямой тяги эти створки симметрично размещены с наружной стороны двигателя в зоне реактивного сопла. На режиме обратной тяги с помощью рычажно-силовой механической системы и зубчатого зацепления осуществляют поворот створок на 90^0, как показано пунктирными линиями на рис. 2.9.2. В этом положении сомкнутые створки перекрывают направление движения газа вдоль оси двигателя и отклоняют поток в сторону входного устройства двигателя, создавая обратную тягу.

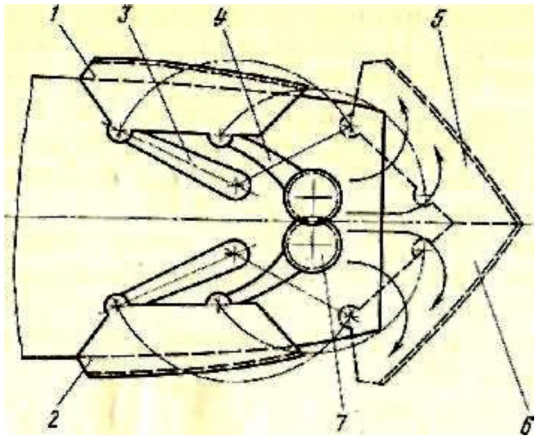


Рис.2.9.2. Реверсивное устройство, отклоняющее поток газа за соплом:
1, 2 – поворотные створки; 3, 4 – рычаги, осуществляющие перемещение створок в положение реверсирования тяги; 5, 6 – положение створок на режиме реверсирования тяги; 7 – зубчатое зацепление, жестко соединённое с рычагами 4

2.9.2.2. Реверсирование тяги у ТРДД с большой степенью двухконтурности

У ТРДД с большой степенью двухконтурности, имеющих раздельный выхлоп, реверсивное устройство устанавливают только в наружном контуре. При этом используется схема реверсирования тяги типа I (рис. 2.9.3).

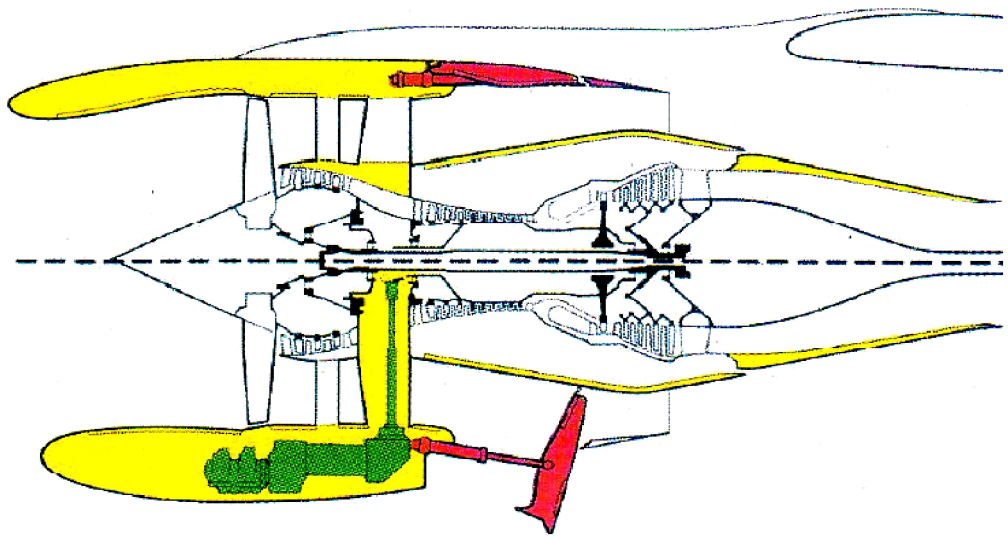


Рис. 2.9.3. Принцип реверсирования тяги в наружном контуре ТРДД

Как видно из данного рисунка, специальные створки перекрывают выходной канал в наружном контуре ТРДД и отклоняют поток воздуха для создания обратной тяги. Такое РУ состоит из двух секций, симметрично расположенных по бокам относительно силового пилона подвески двигателя. Каждая секция состоит из отдельных створок с индивидуальными силовыми гидроприводами, системой управления и контроля положения створок. (На приведенном рисунке чисто условно показаны две створки вверху и внизу для иллюстрации принципа функционирования РУ).

Но есть и способы реверса тяги в рассматриваемых типах ТРДД с использованием отклоняющих решеток. Поступление воздуха в них обеспечивают за счёт перемещения подвижной части оболочки наружного контура при одновременном перекрытии канала воздуха блокирующими створками (рис. 2.9.4). В исходном положении створки, перекрывающие воздушный канал, прижаты изнутри к отклоняющей решётке. У всех створок предусмотрены индивидуальные тяговые рычаги, которые с помощью шарнирного соединения крепятся к корпусу внутреннего контура ТРДД. Конфигурация створок выбрана таким образом, что они при работе двигателя прикрывают вход в отклоняющие решётки, а по команде на включение РУ все створки одновременно разворачиваются на 90^{o}. При этом они перекрывают более 80% проходного сечения канала наружного контура, направляя воздух в отклоняющие решетки. А снаружи выход воздуха из этих решеток обеспечивают за счёт перемещения назад подвижной оболочки, как показано на рис 2.9.4 (справа).

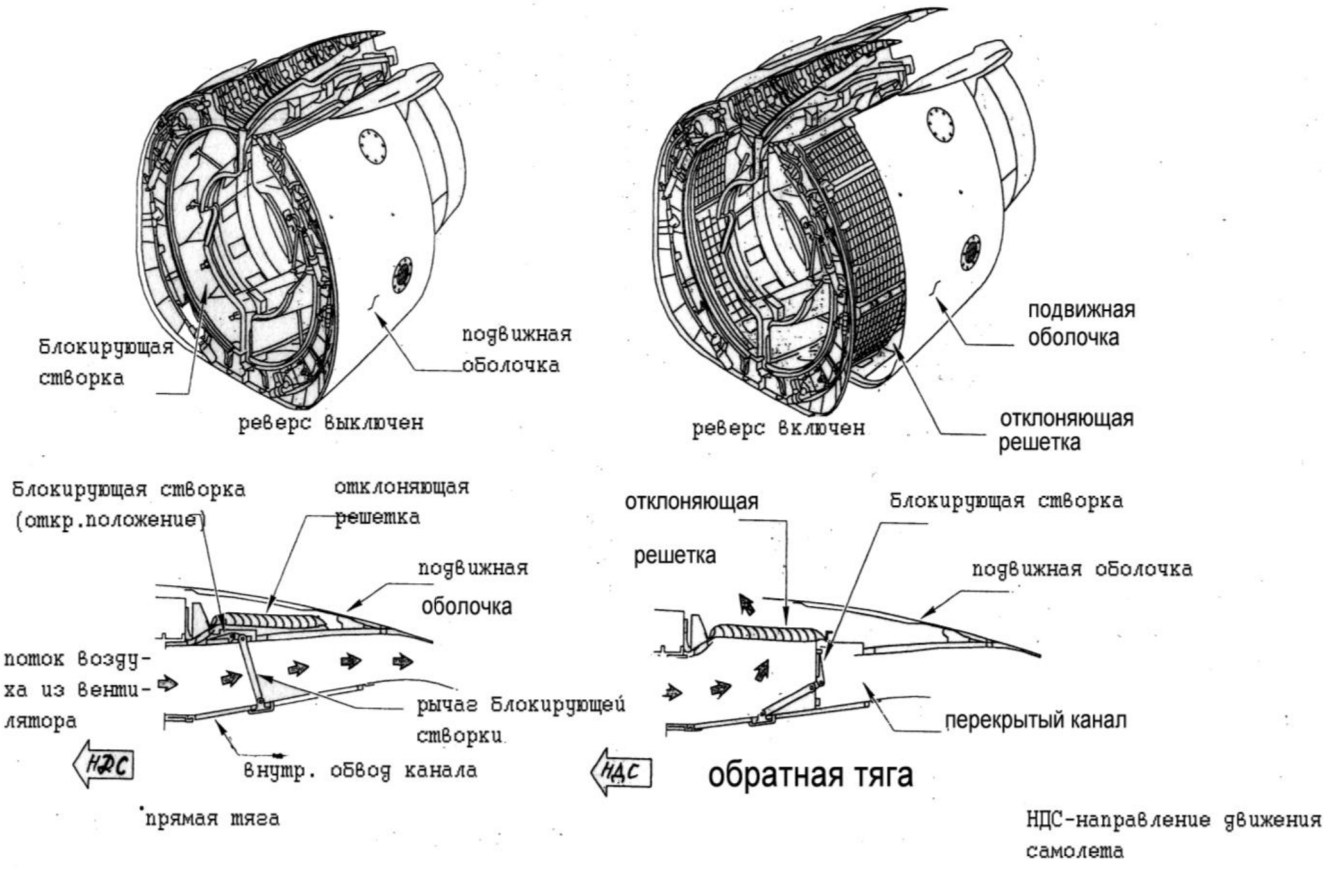


Рис. 2.9.4. Реверсирование тяги в ТРДД с использованием отклоняющих решеток

Реверсивное устройство такой конструкции использовано, например, в двигателях с большой степенью двухконтурности Д -18, CFM -56 и др.

2.9.3. Основные требования, предъявляемые к реверсивным устройствам ГТД

Ниже приведен перечень основных требований, предъявляемых к РУ:

1. Обеспечение требуемой величины коэффициента реверсирования тяги (25-40% от прямой тяги).

2. При включении РУ должна быть исключена возможность возникновения помпажа в компрессоре или повышения температуры газов перед турбиной.

3. Потери прямой тяги двигателя при выключенном РУ не должны превышать 1%.

4. Минимальное попадание горячих газов на вход в двигатель и на элементы конструкции самолёта.

5. Минимальная масса и габариты РУ.

6. Время перехода к полной отрицательной тяге не более двух секунд (оговаривают в ТЗ на разработку двигателя).

7. Минимальное увеличение лобового сопротивления самолёта.

8. При установке на самолёте одного или нескольких двигателей при включении реверсивных устройств не должно возникать асимметричной тяги.

9. Обеспечение максимума безопасности и надёжности в эксплуатации.

Уместно напомнить, что включение реверсивных устройств должно осуществляться только по команде экипажа. Самопроизвольное срабатывание реверса тяги недопустимо, так как это может привести к тяжёлым последствиям для самолёта.

2.9.4. Некоторые особенности использования реверсивных устройств

Включение РУ производят сразу же после касания шасси самолёта взлётно-посадочной полосы. При этом двигатель, как правило, работает на режиме малого газа, а после включения РУ режим работы двигателя резко увеличивают для получения эффективной обратной тяги. После достижения требуемого торможения скорости движения самолёта поворотные створки РУ вновь переставляют в исходное нерабочее положение.

Учитывая большую скорость самолёта при посадке (до 200 км/ч), с целью повышения эффективности торможения время достижения максимальной отрицательной тяги от полной прямой тяги и обратно должно быть минимальным. У современных РУ время включения составляет 1-2 с. Поэтому в механизации управления положением створок реверсивных устройств, как правило, используют гидравлические цилиндры.

При установке на самолёте одного или нескольких двигателей с РУ на режимах реверсирования не должно возникать асимметричной тяги, в результате чего мог бы появиться момент тангажа или момент рыскания.

Опыт эксплуатации РУ показывает, что весьма трудно исключить возможность попадания горячих газов на вход в двигатель, вызывающих повышение температуры потока в компрессоре, что создаёт определённые условия для возникновения «помпажа». Попадание горячих газов на вход в двигатель ограничивает допустимое время работы реверсивного устройства. Горячие газы из РУ не должны также попадать на шасси, крылья, элероны и другие элементы конструкции самолёта.

Уместно отметить, что по статистике [8] при пробеге самолёта по ВПП после посадки его торможение происходит за счёт:

- аэродинамического сопротивления самолёта (поглощение его кинетической энергии) – до 40%;
- использования колёсных тормозов – примерно 35%,
- включения в работу РУ – примерно 25%.

Однако даже при таком сравнительно небольшом вкладе в общий процесс торможения РУ являются единственным эффективным средством торможения самолёта в сложных метеоусловиях (мокрая или обледенелая ВПП), а также в случае аварийной ситуации при отказе тормозов.

Рис. 2.9.5. Торможение при посадке самолёта Ту-160

Относительная масса РУ двигателей, находящихся в эксплуатации, приблизительно составляет 12%. Так как доля этой массы сравнительно велика, то реверсивные устройства обычно применяют в конструкции двигателей для гражданской авиации. А у истребителей и даже у тяжёлых самолётов стратегической авиации для торможения при посадке предпочитают использовать привязные парашюты (рис. 2.9.5).

2.10. ШУМОГЛУШЕНИЕ В АВИАЦИОННЫХ ГТД

Шум, производимый двигателями, неблагоприятно воздействует на людей, живущих вблизи аэропортов, на пассажиров и обслуживающий технический персонал.

Нормы на допустимый уровень шума от авиационного ГТД постоянно ужесточают. В соответствии с нормами Международной авиационной организации (ИКАО) на начало 2002 года уровень шума самолёта в дневное время не должен превышать 108 дБ, а в ночное – 102 дБ.

Максимально допустимые уровни шума, создаваемого на местности дозвуковыми пассажирскими и транспортными самолётами с ТРД или ТРДД, в России установлены требованиями ГОСТ 17228-87. При этом соответствующие нормы указаны для контрольных точек, местоположение которых приведено в нижеследующей таблице.

Этап полёта	Местоположение контрольных точек
Взлёт	Точка на линии, параллельной оси взлётно-посадочной полосы (ВПП), отстоящей от неё на расстоянии 450 м
Набор высоты	Точка на продолжении оси ВПП в направлении полёта на расстоянии 6500 м от начала разбега самолёта
Заход на посадку	Точка на продолжении оси ВПП в направлении против полёта на расстоянии 2000 м до порога ВПП под траекторией снижения на посадку

Шум самолета определяется в основном шумом двигателя. Однако, особенно на посадке, достаточно весомый вклад в шум самолета вносит обтекание набегающим потоком воздуха стоек шасси, закрылков и других самолетных узлов. Без прохождения целого комплекса проверок по измерению уровня шума ни один самолёт не может получить Сертификат лётной годности.

2.10.1. Единицы измерения уровня шума

Одной из характеристик шума, поддающихся измерению, является количество заключённой в нём энергии (Вт/м^2). Но здесь возникают трудности, связанные с диапазоном измерения этой энергии. Так, человек с острым слухом способен воспринять звуковой сигнал интенсивностью 10^{-12} Вт/м^2. Интенсивность шума взлетающего самолёта может достигать 10 Вт/м^2, а стартующей ракеты превышать 100 Вт/м^2.

В качестве эталонной величины интенсивности шума принято $\boldsymbol{E_0 = 10^{-12}}$ Вт/м^2, а величина в 10 раз большая получила название «бел» (в честь изобретателя слухового аппарата и телефона). Шкала уровня шума выбрана логарифмической, т.е. увеличение интенсивности шума по сравнению с эталонным в 100 раз соответствует на этой шкале двум белам, в 1000 раз – трём белам и т.д. Следовательно, здесь общая закономерность такого ряда имеет вид $\mathbf{10}^{\boldsymbol{n}}$, где $\boldsymbol{n}$ показывает относительный уровень шума по сравнению с эталонным (в белах). Но так как «бел» является сравнительно крупной величиной, то в технике и в экологических нормативах принято оперировать с децибелами.

Формула для определения уровня шума (дБ) имеет вид

$$\textbf{Уровень шума} = 10 \cdot \lg (E / E_0),$$

где E – измеренная интенсивность шума, Вт/м^2,

E_0 – эталонный уровень шума, равный 10^{-12} Вт/м^2.

Из данной формулы видно, что «децибел» является безразмерной величиной.

2.10.2. Источники шума в ТРДД

В ТРДД наибольший шум создаёт струя газа, вытекающая из сопла. Этот шум возникает вследствие её турбулентного перемешивания с окружающим воздухом. И основная доля этого низкочастотного шума идёт назад. При этом уровень шума, создаваемого струёй вытекающего газа пропорционален произведению $V^8 \bullet d^2$.

На втором месте – шум вентилятора. Шумят: воздухозаборник, входной направляющий аппарат, лопатки рабочих колёс турбокомпрессора. Кроме того, возникает шум от взаимодействия лопаточных венцов вентилятора и установленного за ним спрямляющего аппарата. Это высокочастотный шум, направленный вперёд.

Шум от компрессора, камеры сгорания и турбины гораздо слабее, он перекрывается шумом струи.

2.10.3. Конструктивные методы снижения шума

2.10.3.1. Уменьшение шума от реактивной струи

Струя, вытекающая из двигателя, как источник шума характеризуется высокой скоростью истечения газа из внутреннего контура (500...600 м/с) и температурой до 800К и более. Скорость истечения из наружного контура и температура потока существенно меньше (соответственно 300...400 м/с и 300...500 К).

Так как уровень шума от струи выходящих газов зависит от скорости их истечения и от гидравлического диаметра струи, то для борьбы с ним применяют шумоглушащие насадки. Их принцип действия основан на дроблении струи, уменьшении градиента скорости, на увеличении зоны перемешивания струи, изменении масштаба турбулентности. Как правило, исходную круглую струю размельчают и расчленяют путём гофрирования стенок выходного сопла, введения в струю рассекателей потока. В качестве примера на рис 2.10.1 показаны два вида сопел, в которых произведено расчленение струй: за счёт гофрированной конструкции (верхнее) и с введением рассекателей.

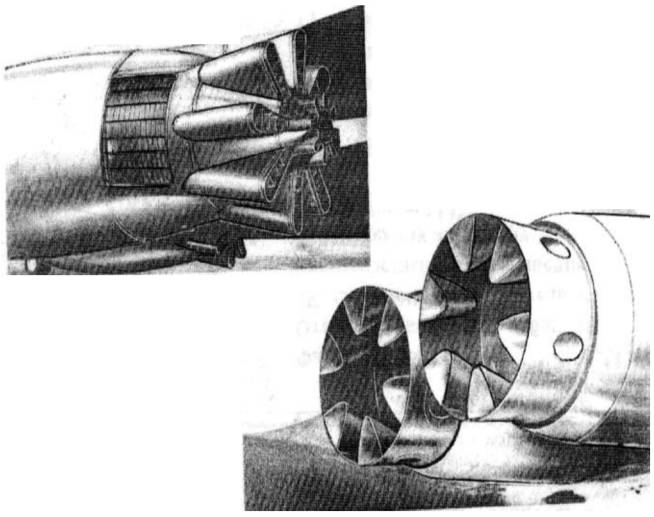


Рис. 2.10.1. Используемые формы сопел, обеспечивающих пониженный уровень шума

Перспективным является использование сопел шевронного типа. У такого типа сопел с зубчатыми вырезами вблизи выходного сечения истекающая из двигателя струя газа вследствие изменённого волнового процесса её расширения (по сравнению с обычными соплами) приобретает иной спектр акустических характеристик. Для оптимизации геометрических размеров шевронных вырезов у таких сопел необходимо проводить целый ряд сравнительных экспериментальных проверок, так как достоверность расчётных методов в такой схеме истечения газа недостаточно высока.

На рис. 2.10.2 показан внешний вид некоторых конструкций сопел шевронного типа. Причём такие сопла могут быть выполнены и с центральным телом. А сами шевронные вырезы могут иметь различную конфигурацию.

Вполне вероятно, что такие сопла найдут применение в новых разработках ГТД.

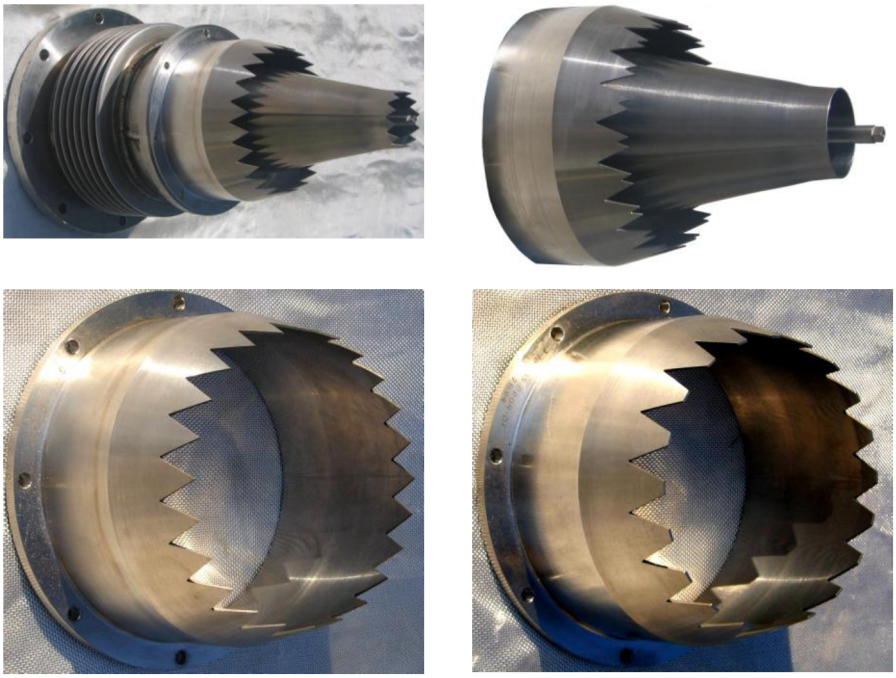


Рис. 2.10.2. Разновидности сопел шевронного типа

2.10.3.2. Снижение шума от вентилятора

Снижение шума в зоне вентилятора может быть достигнуто за счёт**:**

- ликвидации входного направляющего аппарата;
- выбора оптимальной геометрии и угла установки лопаток рабочего колеса;
- применения широкохордных лопаток вентилятора. (Это уменьшает ширину следа и интенсивность турбулентности в потоке, набегающем на лопатки спрямляющего аппарата, и тем самым снижает интенсивность генерируемого шума);
- увеличения расстояния между лопатками вентилятора и спрямляющего аппарата (1,5 – 2 хорды);
- изменения числа лопаток в спрямляющем аппарате;
- повышения степени двухконтурности ТРДД до 10. (При увеличении степени двухконтурности происходит передача большей части энергии из турбины к вентилятору и за счёт этого снижается среднемассовая скорость истечения воздуха из наружного контура);
- использования звукопоглощающей облицовки, встроенной в воздуховоды перед вентилятором и за ним (материал – волокнистые пористые пластмассы или сотовые панели).

Принцип работы звукопоглощающих конструкций (ЗПК), состоящих из множества ячеек, основан на идее резонатора Гельмгольца. Каждая ячейка представляет собой камеру, в которой колебания столба воздуха имеют определённую собственную частоту. Если на такой резонатор направить звуковую волну с такой же частотой, то эта волна начнёт раскачивать воздух в ячейке. При этом происходит рассеяние акустической энергии и превращение ее в тепловую вследствие потерь на трение при циркуляции воздуха внутри ячеек. Задача конструктора – выбрать оптимальные геометрические размеры ячеек звукопоглощающих панелей и рационально разместить их в наружном контуре двигателя.

ЗПК могут быть пассивными (ячейки с отверстиями), активными (ячейки набиты войлоком) и комбинированными. Они могут быть силовыми (воспринимать нагрузку) и навесными (прикреплёнными к корпусу).

Изготавливают ЗПК из алюминиевой, титановой или стальной фольги, а у некоторых ГТД – из композитов или бумаги. Толщина стенок у ячеек 0.05 – 0,08 мм, а у силовых элементов 0,5 – 0,8 мм. Масса одного квадратного метра ЗПК толщиной 15мм зависит от используемого материала: сталь – 11 кг, титановые сплавы – 7 кг, алюминий – 7 кг, композиционные материалы – 2 кг.

ЗПК обеспечивает максимум эффективности на определённой частоте. Чтобы расширить диапазон частот, ЗПК иногда выполняют двухслойными. Но чаще всего меняют высоту ячеек, так как их собственная частота обратно пропорциональна квадратному корню из высоты. Как правило, высота звукопоглощающих ячеек находится в диапазоне от 7 до 15 мм. Степень перфорации – от 10 до 30 % . Образцы ЗПК показаны на рис. 2.10.3.

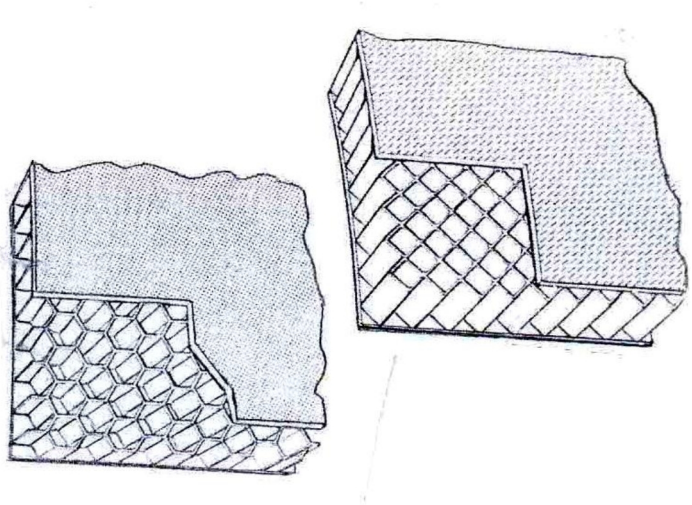


Рис. 2.10.3. Фрагменты панелей, используемых для шумоглушения
в вентиляторном контуре ТРДД с большой степенью двухконтурности

Глава III. СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

3.1. СИСТЕМА ЗАПУСКА

Для осуществления запуска двигателя на земле и в высотных условиях его оборудуют системой запуска. Основным элементом системы запуска является пусковое устройство. Оно включается и выключается по сигналам системы автоматического управления двигателя. Пусковое устройство предназначено для раскрутки ротора ГТД до частоты вращения, при которой обеспечивается надёжное воспламенение топлива в камере сгорания и турбина двигателя начинает развивать положительную мощность на валу ротора, достаточную для дальнейшей самостоятельной раскрутки.

3.1.1. Наиболее распространённые типы пусковых устройств

В настоящее время в конструкции авиационных ГТД среди различных типов пусковых устройств наибольшее распространение получили воздушные стартёры (рис. 3.1.1).

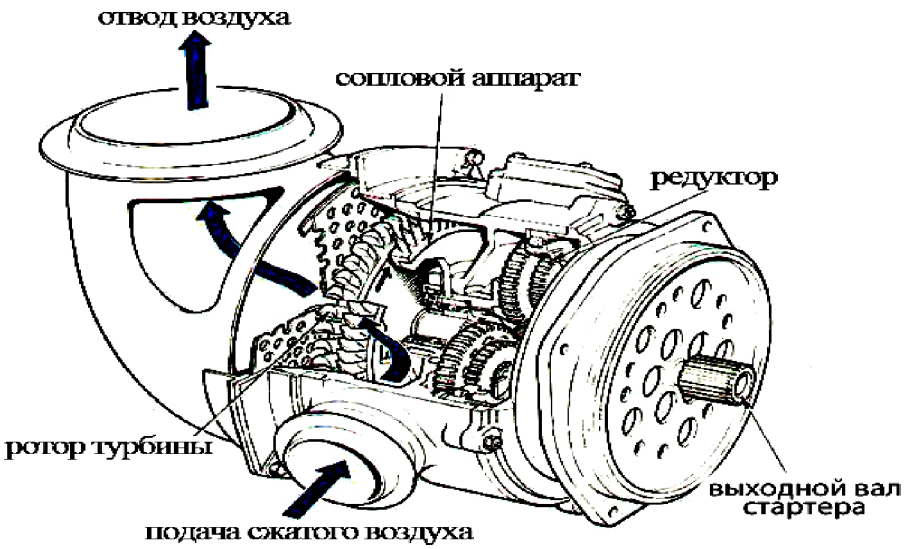


Рис.3.1.1. Стартёр с воздушно-пусковой турбиной

Основными элементами такого стартёра являются воздушная турбина и связанный с ней редуктор, выходной вал которого передаёт крутящий момент к ротору двигателя. Стартёр обычно устанавливают на коробке приводов агрегатов, кинематически связанной с ротором ГТД.

Вращение пусковой турбины осуществляется за счёт подачи на неё сжатого воздуха (с давлением 0,3-0,6 МПа). Сжатый воздух может быть подведен к турбине от вспомогательной силовой установки (ВСУ), имеющейся на борту большеразмерных самолётов, от передвижного аэродромного компрессора или от работающего соседнего двигателя.

У малоразмерных ГТД, как правило, для их запуска используют электростартёры, к которым электропитание подводят от бортового или аэродромного аккумулятора.

Ниже в качестве примера описана система запуска ТРДД НК-86, установленного на самолёте Ил-86.

3.1.2. О системе запуска двигателя НК-86

Запуск двигателя и вывод его на режим малого газа осуществляются автоматически после выданной команды. Для запуска служат следующие агрегаты, системы и элементы:

1. Стартер, включающий в свой состав воздушно-пусковую турбину.

2. Элементы топливной системы:
   - автомат запуска и электромагнитный клапан стоп-крана, расположенные в агрегате дозировки топлива;
   - воспламенители с пусковыми форсунками и нагревательными элементами;
   - электромагнитный клапан пускового топлива.
3. Электрическая система зажигания:
   - агрегат зажигания;
   - свечи;
   - высоковольтные провода.
4. Система автоматического управления запуском включает:
   - блок автоматического управления;
   - датчик числа оборотов.

Система запуска двигателя обеспечивает выполнение следующих процессов:
- автоматический запуск двигателя на земле;
- холодную прокрутку ротора двигателя;
- ложный запуск двигателя;
- запуск двигателя в полёте.

3.1.2.1. Запуск двигателя на земле

Запуск осуществляется в соответствии со следующей циклограммой**:**

1. На воздушно-пусковую турбину подают сжатый воздух (от вспомогательной силовой установки, имеющейся на борту большеразмерных самолётов, от передвижного аэродромного компрессора или от работающего соседнего двигателя).

2. Подают питание (27 В) на агрегат зажигания, который преобразует постоянный ток низкого напряжения в импульсный ток высокого напряжения и осуществляет беспрерывное искрообразование на свечах (ещё до подачи топлива).

3. После раскрутки ротора турбокомпрессора ВД до заданных оборотов включают подачу топлива. Вначале в соответствии с циклограммой запуска подают пусковое топливо в форсунки воспламенителя, где и производится розжиг ТВС, после чего в работу включаются все топливные форсунки и горение происходит во всём объёме ЖТ камеры сгорания. По достижении оборотов «малого газа» стартер отключают. В конструкцию воспламенителя включают подогреватели топлива для облегчения запуска при низких температурах окружающей среды, в том числе и в высотных условиях.

3.1.2.2. Запуск двигателя в полёте

Для высотного запуска стартер не используют, т.к. вследствие авторотации от набегающего потока воздуха обороты ротора ВД будут иметь достаточный уровень. Поэтому для запуска двигателя включают зажигание и подают топливо в камеру сгорания.

3.2. СИСТЕМА ПРОТИВООБЛЕДЕНЕНИЯ

При работе двигателя в условиях отрицательных температур атмосферного воздуха и влажности более 1 г/м^3 возможно образование льда на элементах входного устройства, на лопатках ВНА и рабочих лопатках первой ступени вентилятора.

Наиболее опасный диапазон температур атмосферного воздуха от минус 5 до плюс 5°С. Но обледенение также может происходить и при более низких температурах в случае полёта в тумане и в облаках, влажность которых находится в диапазоне от 2 до 10 г/м^3. Средний размер капель воды, находящейся во взвешенном состоянии в воздухе, составляет 12–20 мкм. В таком виде переохлаждённые капли могут оставаться в жидкой фазе даже при температуре ниже минус 20°С. А попадая на вход в ГТД, они образуют лёд на стенках начальных элементов конструкции двигателя.

При этом происходит заужение проходных сечений входных каналов, что приводит к уменьшению расхода воздуха через двигатель, падению величины тяги, ухудшению экономичности двигателя и повышению температуры газа перед турбиной. Кроме того, ледяная корка может разрушаться от тряски, а куски льда могут привести к повреждению лопаток компрессора и к выходу из строя двигателя. В связи с этим в ГТД предусматривают противообледенительные системы. Предотвращать обледенение можно либо путём впрыска во входное устройство противообледенительной жидкости, либо за счёт обогрева стенок входного тракта, кока, лопаток ВНА и др. Но такой метод неприемлем из-за необходимости иметь на борту ЛА большой запас специальной жидкости.

Источниками тепла для подогрева стенок указанных элементов конструкции (до 10°С) могут быть:

- тёплый воздух, отбираемый от промежуточных ступеней компрессора,
- горячее масло, откачиваемое из масляных полостей двигателя,
- горячие затурбинные газы,
- электрический подогрев.

Наиболее простым и распространённым является метод использования в системе противообледенения тёплого воздуха, отбираемого из начальной зоны компрессора (рис. 3.2.1).

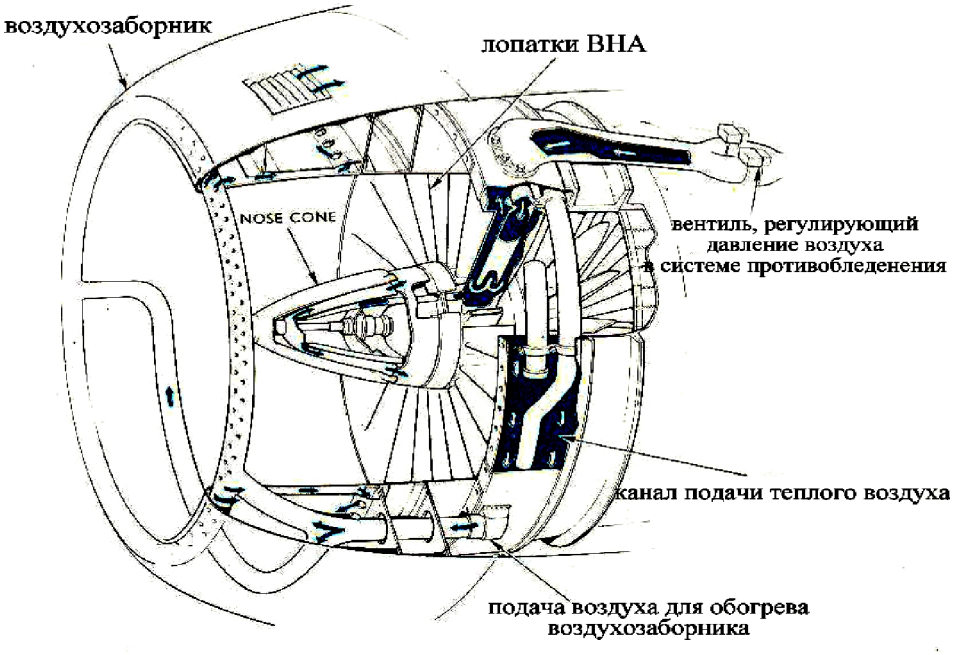


Рис. 3.2.1. Воздушная система противообледенения

Включение подачи этого воздуха к обогреваемым элементам входного устройства, ВНА и вентилятора осуществляют только при наличии условий для льдообразования. Расход подаваемого горячего воздуха регулируют калибровочными отверстиями, расположенными в различных участках обогреваемых элементов конструкции ГТД.

Доводку данной системы осуществляют с использованием экспериментальных исследований, опирающихся на имеющийся опыт. Проверка эффективности системы противообледенения предусмотрена в перечне обязательных видов специспытаний двигателя перед предъявлением его на Государственные испытания.

Говоря о других упомянутых способах предотвращения льдообразования на входе в двигатель, целесообразно отметить следующее.

Использование для обогрева ВУ и ВНА горячего масла имеет весьма существенный недостаток. Так, в случае нарушения герметичности системы возможны утечка масла в воздушный тракт двигателя и попадание его паров в систему кондиционирования самолёта. Обогрев горячими газами не получил распространения, так как он небезопасен с точки зрения экологии и пожароопасен.

При электрическом подогреве источники тепла (нагревательные элементы) размещают во входном устройстве, в стойках и лопатках ВНА. Но такая система является слишком энергозатратной, так как требует тепловой мощности ≈ 10 кВт/м^2.

При любом типе системы противообледенения подогрев элементов конструкции должен быть умеренным, чтобы не вызвать коробления поверхностей их деталей.

3.3. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

Типичная принципиальная схема топливной системы двигателя показана на рис. 3.3.1. Такая схема, например, использована на двигателе НК-86 (самолёт Ил-86).

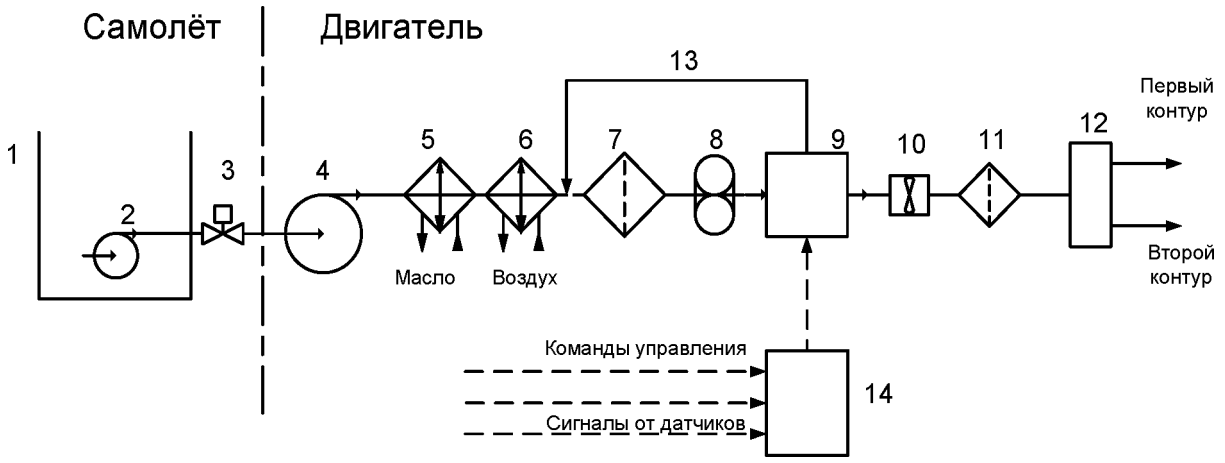


Рис. 3.3.1. Принципиальная схема топливной системы ГТД:
1 – топливный бак самолёта; 2 – подкачивающий насос; 3 – стоп-кран; 4 – дополнительный центробежный насос; 5 – теплообменник топливомасляный (ТМТ); 6 – подогреватель топлива (ПТ); 7 – фильтр низкого давления (ФНД); 8 – основной топливный насос шестерённого типа; 9 – агрегат дозировки топлива (АДТ); 10 – расходомер топлива (РТ); 11 – фильтр высокого давления ФВД); 12 – распределитель топлива; 13 – линия перепуска топлива; 14 – электронная система управления двигателем (ЭСУД)

Топливо из топливного бака с помощью самолётного подкачивающего насоса поступает в двигатель – в насос центробежного типа. Этот насос в системе топливопитания двигателя по существу является преднасосом. Он получил название «дополнительный центробежный насос (ДЦН)». Его назначение – создать давление на входе в шестерённый насос, достаточное для обеспечения его бескавитационной работы (в том числе и при неработающем самолётном подкачивающем насосе в случае обесточивания самолёта). Шестерённый насос (ШН) является основным узлом, качающим топливо в двигатель.

Топливная магистраль от ДЦН до шестерённого насоса образует линию низкого давления топлива, включающую: теплообменник топливомасляный (ТТМ), подогреватель топлива, представляющий собой теплообменник топливовоздушный (ТТВ), и фильтры низкого давления (ФНД).

Назначение указанных теплообменников – обеспечить возможность подогрева топлива перед ФНД до температуры, исключающей возможность обмерзания его фильтроэлементов, которое опасно тем, что может привести к прекращению поступления топлива в двигатель.

Фильтроэлементы ФНД обеспечивают фильтрацию топлива с номинальной тонкостью очистки 16 мкм. ФНД снабжен перепускным клапаном, который открывается при перепаде давления 70 ± 10 кПа. Этот клапан позволяет пропускать топливо к шестерённому насосу, помимо фильтроэлементов в случае их засорения. Для сигнализации экипажу о загрязнении ФНД предусмотрен сигнализатор засорения фильтра, выдающий предупредительный сигнал «Фильтр засорён» при достижении перепада давления на фильтроэлементах 50 ± 10 кПа (т.е. ещё до открытия перепускного клапана).

К линии низкого давления топлива также относятся магистрали слива топлива из агрегатов систем регулирования на вход в ШН и ФНД.

Топливная магистраль от шестерённого насоса до камеры сгорания образует линию высокого давления топлива, включающую: ШН, агрегат дозировки топлива (АДТ), расходомер топлива, фильтр высокого давления (ФВД) и распределитель топлива (РТ).

Установленные в линии высокого давления топлива агрегаты обеспечивают:

- подачу топлива (ШН) с необходимым давлением к форсункам камеры сгорания и к агрегатам системы регулирования;
- дозировку топлива (АДТ), подаваемого в двигатель, на всех режимах в соответствии с сигналами, поступающими от регулятора и ограничителя оборотов, ограничителя степени сжатия вентилятора, ограничителя температуры газов за турбиной;
- измерение расхода топлива (расходомер), поступающего в камеру сгорания;
- защиту форсунок КС в случае выхода из строя ШН (осуществляет ФВД);
- распределение топлива по контурам камеры сгорания (РТ).

К линии высокого давления относятся также магистрали подвода топлива к агрегатам управления механизации узлов двигателя (компрессора, турбины, реверсивного устройства, реактивного сопла).

Так как в топливной магистрали предусмотрен контроль расхода топлива, подаваемого в КС, то очевидно, что в системе регулирования в качестве рабочего тела целесообразно использовать топливо. В соответствующей автоматике особую роль играет регулятор частоты вращения. Он предназначен:

- для поддержания частоты вращения ротора по заданной программе управления работой двигателя;
- ограничения величины температуры газов за турбиной на рабочих режимах двигателя;
- защиты двигателя от перегрева на запусках.

В состав регулятора входят:

- индуктор, устанавливаемый на приводе от ротора;
- датчик частоты вращения;
- датчик температуры воздуха на входе в двигатель;
- датчик атмосферного давления воздуха (абсолютного);
- электронный блок – «усилительно-преобразовательное устройство», устанавливаемое на борту самолёта:
- исполнительный механизм – два электромагнитных клапана, устанавливаемых на агрегате дозировки топлива;
- термопары (8 шт.), устанавливаемые на выходе газа из турбины;
- исполнительный механизм – два электромагнитных клапана, устанавливаемых на агрегате дозировки топлива.

Принцип работы электронного регулятора частоты вращения, представленный на рис. 3.3.2, заключается в следующем.

Для каждого режима работы двигателя в земных и высотных условиях, определяемого положением сектора газа $\alpha_{руд}$ (индекс «руд» означает «рычаг управления двигателем») и зависящего от атмосферного давления окружающей среды, а также от температуры торможения потока воздуха на входе в компрессор, программой регулирования задают конкретную величину оборотов ротора. Так, например, для двухвального ТРДД НК-86 в задатчике режимов содержится информация о требуемой величине оборотов ротора НД для всего диапазона ожидаемых условий эксплуатации двигателя.

Индуктор, размещенный внутри коробки приводов, вращаясь, формирует сигналы в датчике частоты вращения (ДЧВ), пропорциональные по величине частоте вращения ротора НД. Сигнал с датчика частоты вращения поступает в усилительно-преобразовательное устройство электронного блока, где измеренная частота вращения сравнивается с заданной по программе регулирования работы двигателя. Разность значений $\pm \Delta n$ между заданной и

измеренной величинами частоты вращения ротора НД усиливается, преобразуется и далее сигнал в виде импульсов напряжения поступает в исполнительный механизм (ИМ). Исполнительный механизм воздействует на гидравлическую полость дозирующей иглы агрегата АДТ. А последняя изменяет расход топлива ($\pm \Delta G_T$) таким образом, чтобы сделать величину Δn не более порога нечувствительности регулятора. Частота импульсов, воздействующих на ИМ, пропорциональна отклонению величины замеренных оборотов от заданных по программе ($\pm \Delta n$).

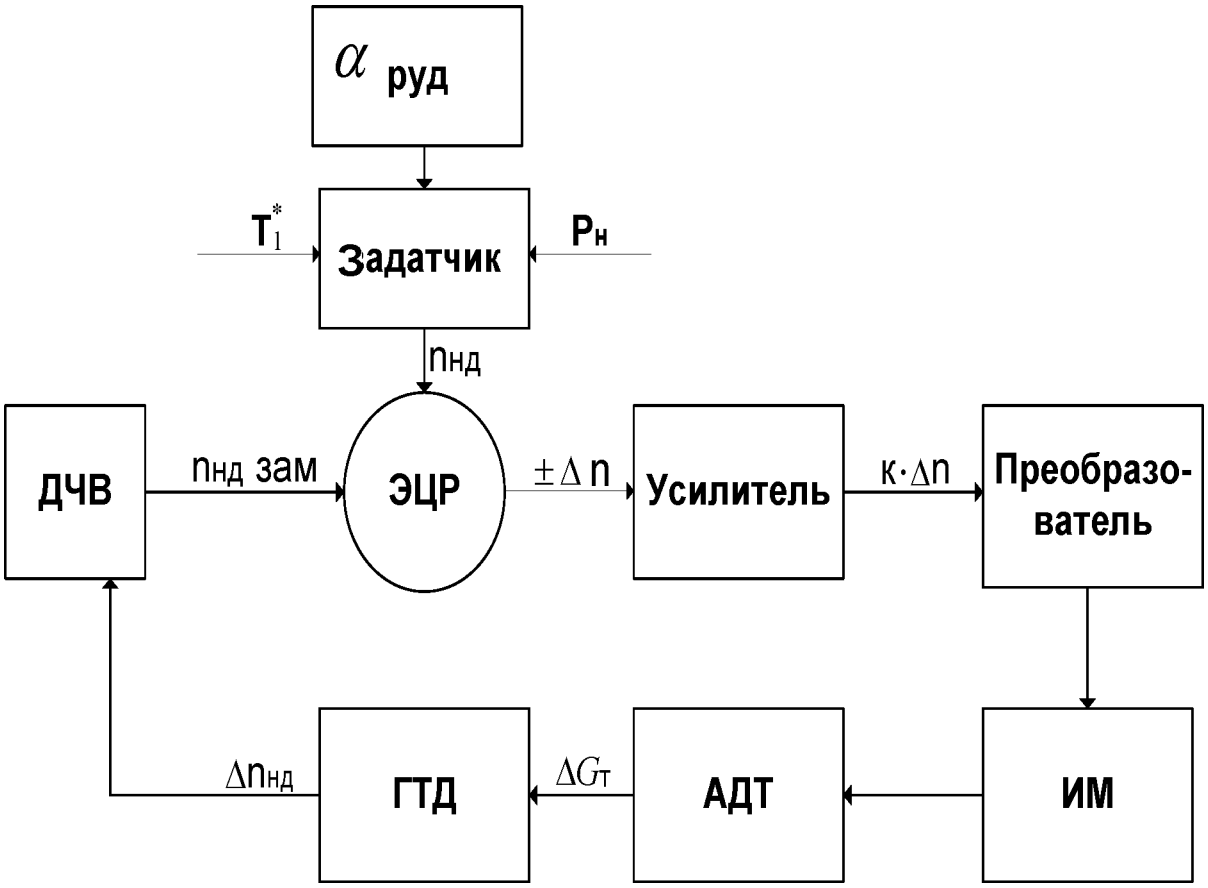


Рис. 3.3.2. Принцип функционирования электронно-цифрового регулятора

При этом во всех условиях работы двигателя (на земле и в полёте) сигнал от датчика T^*_1 корректирует заданную частоту вращения ротора НД по фактической величине температуры воздуха на входе в двигатель. А сигнал от датчика $P_н$ корректирует заданную частоту вращения по абсолютной величине атмосферного давления в кПа.

Таким образом ЭЦР при заданном положении сектора газа ($\alpha_{руд}$) поддерживает требуемую частоту вращения ротора НД с коррекцией по T^*_1 и $P_н$.

3.4. СИСТЕМА КОНТРОЛЯ

Для контроля работоспособности двигателя в процессе его эксплуатации используют следующую аппаратуру:

- приборы, работающие в комплекте с бортовыми указателями, позволяющими экипажу контролировать работу двигателя на земле и в полёте;
- сигнальные устройства, включающие сигнальные лампы или табло, информирующие экипаж о срабатывании или ненормальном функционировании систем двигателя;
- приборы, выдающие значения параметров и сигналов на запись в бортовую систему регистрации параметров («чёрный ящик»).

Из указанной выше аппаратуры на двигателе устанавливаются только датчики, преобразующие значения замеряемых параметров в электрические сигналы.

Указатели, усилители, блоки, сигнальные лампы и табло, преобразующие устройства в комплекте с которыми работают датчики, устанавливаются на борту самолёта.

Схему соединения датчиков с бортовой аппаратурой включают в руководство по технической эксплуатации двигателя.

Например, при работе двигателя НК-86 контролю подлежат следующие параметры:

- измерение оборотов роторов ($n_{нд}$, $n_{вд}$) ;
- $\alpha_{руд}$ (режим работы) 0-115^{o} ;
- $P_{топлива\ перед\ КС}$;
- расход топлива;
- $P_{масла\ вх}$;
- уровень масла в баке;
- $t_{масла\ входа}$;
- $t_{масла\ вых.\ от}$ (из опоры турбины) ;
- температура газов (T_6).

Сигнализация:

- перегрев лопаток турбины;
- пожар в двигателе;
- $\Delta P_{масл.\ фильтра}$;
- $\Delta P_{топл.\ фильтра\ НД}$;
- $P_{топл.\ min}$;
- $P_{масл.\ min}$;
- минимальный уровень масла баке;
- максимальный уровень масла в баке;
- стружка в масле.

3.5. СИСТЕМА ЗАЩИТ ДВИГАТЕЛЯ

Данная система выполняет следующие функции:

- ограничение максимальной величины оборотов $n^{max}_{\text{онд}}$ и $n^{max}_{\text{нд}}$;
- ограничение температуры лопаток ТВД (с помощью оптического пирометра);
- защита от перегрева лопаток турбины в процессе запуска;
- защита от перегрева турбины на режиме обратной тяги;
- ограничения величины давления воздуха за компрессором;
- защита при помпаже;
- ограничение величины $t_{\text{топл. вх. в к.с}}$ (не более 120°С);
- ограничение максимальной величины оборотов ротора ВД ($n_{\text{ВД max}}$);
- ограничение максимального расхода топлива $G_{\text{топл. max}}$);
- ограничение минимального расхода топлива $G_{\text{топл. min}}$).

3.6. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

3.6.1. Назначение масляной системы авиационного ГТД

Масляная система ГТД предназначена для осуществления непрерывной подачи масла к подшипникам, зубчатым колесам, контактным уплотнениям и к другим узлам трения с заданными величинами температуры и давления на всех режимах работы двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации. При этом, как известно, диапазон ожидаемых условий эксплуатации двигателя бывает весьма широким. В земных условиях ($H = 0$, $V = 0$) температура воздуха на входе в двигатель в зависимости от региона может изменяться от минус 60 до плюс 50 °С. А в полёте у двигателей сверхзвуковых самолётов за счёт аэродинамического торможения потока она может достигать величины от 70 до 300 °С (в зависимости от скорости полёта). Входные условия воздушного потока и уровень параметров в газовоздушном тракте ГТД определяют теплонапряженность двигателя, что самым непосредственным образом влияет на тепловое состояние узлов и деталей двигателя, контактирующих с маслом.

Вторым важным параметром, характеризующим ожидаемые условия работы двигателя (и соответственно его масляной системы), является диапазон высотных условий работы двигателя с заданными скоростями полёта. Очевидно, что на больших высотах обеспечение работоспособности масляной системы двигателя представляет собой непростую задачу, связанную с необходимостью предупреждения возможности возникновения кавитационных эффектов в её агрегатах, в частности в насосах. Особенно это относится к масляным системам двигателей, устанавливаемых на самолётах, имеющих расчётную высоту полёта более 15 км, где величина атмосферного давления весьма мала.

Следует отметить, что масло является рабочей жидкостью, используемой как для смазки трущихся элементов, так и для отвода тепла от них. При этом у современных авиационных ГТД обеспечение приемлемого теплового состояния узлов трения является существенно более важной функцией масляных систем по сравнению с обеспечением смазки трущихся поверхностей. Так, например, для смазки тяжелонагруженного радиально-упорного шарикоподшипника может оказаться достаточным весьма незначительное количество масла (не более 100 г/ч), а для съема выделяемого в нем тепла (от 10 до 20 кВт) требуется подавать до 0,15 л/с масла. Поэтому в авиационном двигателестроении используют масляные системы циркуляционного типа, в которых масло бесперебойно совершает циклическое движение в замкнутом циркуляционном контуре.

3.6.2. Состав агрегатов масляных систем

Запас масла, требуемый для обеспечения работы двигателя в течение заданного времени, содержится в маслобаке. Подачу масла в двигатель осуществляют с помощью нагнетающего насоса, создающего требуемое давление на входе в разветвленную сеть распределения масла по потребителям. Непосредственно к узлам трения впрыск масла производят с помощью форсунок.

Отвод масла осуществляют откачивающими насосами (крайне редко для откачки масла из отдельных узлов двигателя используют жидкостные эжекторы).

Прежде, чем масло вновь поступит на вход в нагнетающий насос, от него должен быть отделен воздух, содержащийся в откачиваемой масловоздушной смеси. В связи с этим в системе должно быть предусмотрено сепарирующее устройство, устанавливаемое на выходе из канала, объединяющего магистрали откачки масла из всех узлов двигателя.

Поскольку из двигателя масло возвращается подогретым, т.е. с выходной температурой более высокой (на $\geq$ 40°С) по сравнению с величиной его температуры на входе в двига-

тель, то очевидно, что масло необходимо охлаждать. Для отвода тепла от масла в циркуляционном контуре масляной системы должна быть предусмотрена установка маслоохладителя.

Так как в процессе работы двигателя происходит загрязнение масла продуктами износа трущихся поверхностей и механическими примесями из воздуха, с которым масло контактирует в масляных полостях двигателя, то для его очистки в циркуляционном контуре должны быть установлены фильтры тонкой очистки.

Таким образом, для обеспечения нормального функционирования масляной системы ГТД необходим вышеуказанный состав агрегатов. Эти агрегаты, определенным образом связанные между собой трубопроводами, создают возможность для непрерывного поступления к узлам трения охлажденного и очищенного масла, циркулирующего по замкнутому контуру.

В связи с необходимостью осуществления контроля работоспособности масляной системы для измерений уровней температур и давлений в характерных точках циркуляционного контура устанавливают соответствующие датчики. Так, на входе масла в двигатель всегда измеряют величину его давления и, как правило, величину температуры (у некоторых двигателей производят контроль температуры масла только на выходе его из двигателя).

3.6.3. Принципиальные схемы масляных систем

Масляная система ГТД представляет собой определенную совокупность агрегатов. В принципиальной схеме масляной системы отражают связи между ними, необходимые для осуществления циркуляции масла по замкнутому контуру с совершением требуемых циклических процессов (тепловых и гидравлических). Кроме того, в принципиальных схемах условно показывают устройства, необходимые для контроля работоспособности масляной системы.

В соответствии с требованиями ЕСКД все элементы и устройства на схеме изображают в виде условных графических обозначений и дают им позиционные порядковые номера.

Принципиальная схема масляной системы является основополагающим документом, определяющим принципы ее работы, возможные регулировки и контроль параметров системы, а также выбор исходных данных для проведения расчета и конструирования входящих в ее состав агрегатов. Поскольку масляная система функционально связана с системой суфлирования масляных полостей, то обычно эти две системы изображают совместно на общей схеме. Учитывая, что такого рода схема по существу является пневмогидравлической, в соответствии с требованием государственного стандарта ей, как виду документа, присваивают буквенный код «С» (обозначающий «комбинированная схема») с цифрой «3» (как тип схемы – «принципиальная»). Так, например, у двигателя НК-86 принципиальная схема масляной системы имеет обозначение 86.000.000 С3.

Ниже приведены некоторые примеры разновидностей схем масляных систем, реализованных в конструкциях отечественных и зарубежных авиационных ГТД.

3.6.3.1. Классическая схема масляной системы

Типичная принципиальная схема масляной системы ГТД представлена на рис. 3.6.1. Направления движения потоков масла, масловоздушной смеси и воздуха показаны с помощью соответствующих стрелок. Как видно из рассмотрения данной схемы, циркуляция масла в замкнутом контуре осуществлена через маслобак. Причем из двигателя масло возвращается в маслобак после его охлаждения в теплообменнике. Сепарация откачиваемой из двигателя масловоздушной смеси производится с помощью приводного центробежного воздухоотделителя (центрифуги). Поэтому на охлаждение в теплообменник поступает масло, практиче-

ски не содержащее включений воздуха. Воздух из маслобака и масляных полостей двигателя по системе суфлирования после его очистки в суфлере от частиц масла отводят в атмосферу (обычно на срез сопла).

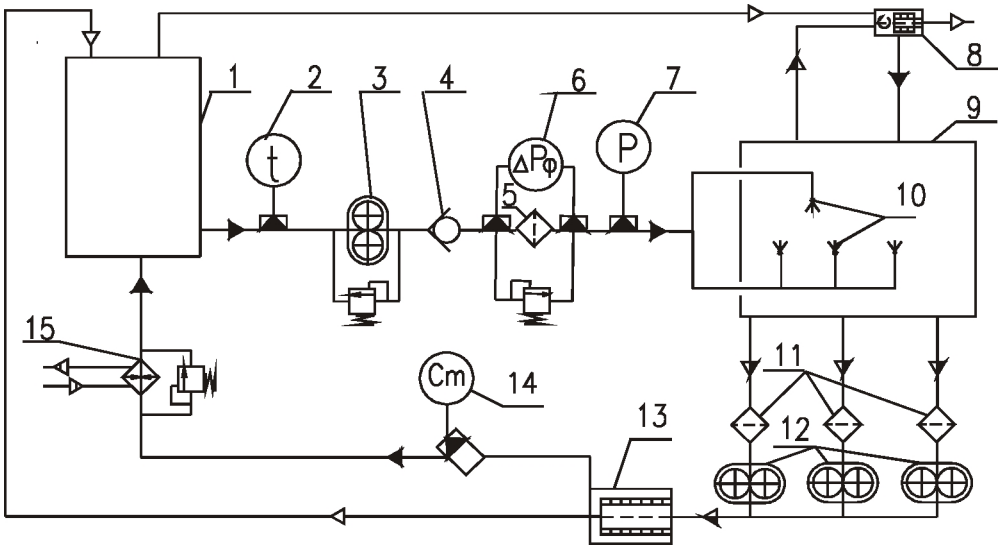


Рис. 3.6.1. Типичная схема масляной системы:
1 – маслобак; 2 – датчик температуры; 3 – нагнетающий насос (с редукционным клапаном); 4 – запорный клапан; 5 – фильтр (с перепускным клапаном); 6 – датчик сигнализации о загрязнении фильтра; 7 – датчик давления; 8 – суфлёр-сепаратор; 9 – условная масляная полость двигателя; 10 – форсунка; 11 – защитный фильтр; 12 – откачивающий насос; 13 – приводной центробежный воздухоотделитель (центрифуга); 14 – датчик сигнализации о наличии стружки в масле; 15 – теплообменник (с перепускным клапаном).
Здесь и на двух последующих схемах стрелками показано движение потоков:

◁ – воздуха; ◀ – масла; ◀ – маслоздушной смеси; ◁ – хладагента

По такой схеме выполнены масляные системы многих авиационных ГТД. Поэтому её можно назвать классической.

3.6.3.2. Циркуляционная схема масляной системы с «горячим» маслобаком

Довольно распространенной является схема масляной системы, представленная на рис. 3.6.2. Ее отличительной особенностью является то, что сепарация масловоздушной смеси, откачиваемой из двигателя, производится в статическом воздухоотделителе (циклонного или лоткового типа), размещенном внутри маслобака. У специалистов она получила условное название, указанное в заголовке подраздела.

В такой схеме охлаждение масла происходит в линии подачи его в двигатель. Воздух, отделенный от масла в статическом сепараторе, удаляют по системе суфлирования. Такой тип принципиальной схемы масляной системы, в частности, характерен для двигателей зарубежных фирм «Пратт-Уитни» и «Роллс-Ройс».

Интересно отметить, что в масляных системах двигателей последних разработок фирмы «Дженерал электрик» используют подобную схему циркуляции масла, но с одним существенным отличием: масловоздушную смесь охлаждают перед тем, как она поступает в сепаратор. У двигателей с такой схемой циркуляции в маслобак сливается охлажденное масло. При этом очевидно, что поскольку охлаждать приходится не только масло, но и содержащийся в нем воздух, то потребные охлаждающие поверхности теплообменников и проходные сечения масляных каналов в них должны быть соответственно увеличены.

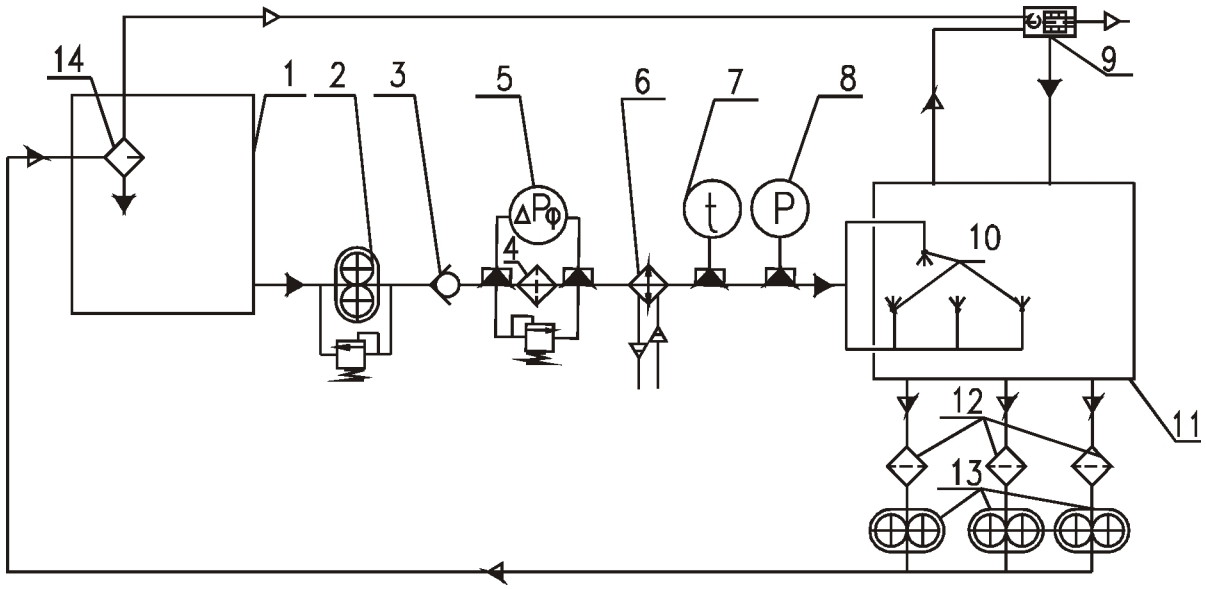


Рис. 3.6.2. Принципиальная схема масляной системы с «горячим» маслобаком
1 – маслобак; 2 – нагнетающий насос (с редукционным клапаном); 3 – запорный клапан; 4 – фильтр (с перепускным клапаном); 5 – датчик сигнализации о засорении фильтра; 6 – теплообменник (с перепускным клапаном); 7 – датчик температуры; 8 – датчик давления; 9 – суфлёр-сепаратор; 10 – форсунка; 11 – условная масляная полость; 12 – защитный фильтр; 13 – откачивающий насос; 14 – статический воздухоотделитель

В рассмотренных схемах маслобак включен в состав циркуляционного контура масляной системы. Однако циркуляцию масла можно осуществлять и минуя маслобак.

3.6.3.3. Короткозамкнутая схема масляной системы

Схема, получившая название короткозамкнутой, показана на рис.3.6.3. Важной отличительной особенностью такой схемы является наличие в ней подкачивающего насоса, находящегося между маслобаком и нагнетающим насосом. С помощью подкачивающего насоса происходит заполнение системы маслом и подпитка циркуляционного контура. Циркуляция масла в процессе работы двигателя осуществляется следующим образом. Нагнетающий насос направляет масло в фильтр и далее оно поступает в двигатель. Откачиваемая из узлов двигателя масловоздушная смесь поступает в центрифугу, где происходит отделение воздуха от масла. Воздух из центрифуги отводят в маслобак (и далее удаляют из двигателя через систему суфлирования), а масло направляют в теплообменник. Затем охлажденное масло возвращается на вход в нагнетающий насос, завершая цикл циркуляции. При работе двигателя циркулирование масла по описанному контуру происходит непрерывно.

Что касается подкачивающего насоса, то на стационарных режимах масло с его выхода через редукционный клапан постоянно возвращается на вход этого насоса. Редукционный клапан, настроенный на небольшой перепад давления (~ 0,05 МПа), не является препятствием для указанного возврата масла. На переходных режимах при увеличении оборотов ротора подкачивающий насос подает дополнительное количество масла на вход в нагнетающий насос. При снижении режима работы часть масла, возвращаемого из двигателя, перепускают в маслобак (через редукционный клапан подкачивающего насоса).

Следует отметить, что подпитка маслом циркуляционного контура необходима не только при увеличении режима работы двигателя, но и для компенсации безвозвратных потерь масла, происходящих в системе.

Впервые короткозамкнутая схема масляной системы была реализована на ТВД НК-12, затем – на двигателе АИ-20. У всех ТРДД, созданных под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова, масляные системы выполнены по короткозамкнутой схеме.

В такой схеме маслобак служит, главным образом, для заполнения системы, её подпитки на переходных режимах и компенсации эксплуатационного расхода масла.

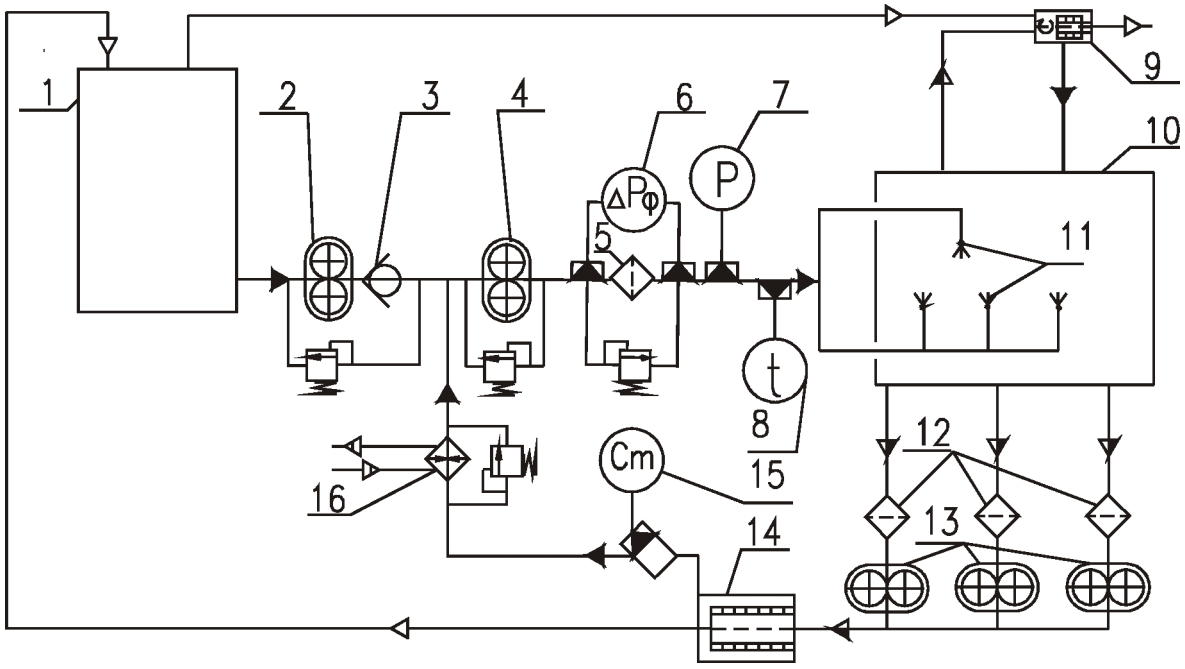


Рис.3.6.3. Короткозамкнутая схема масляной системы

1 – маслобак; 2 – подкачивающий насос (с редукционным клапаном); 3 – запорный клапан; 4 – нагнетающий насос (с редукционным клапаном); 5 – фильтр (с перепускным клапаном); 6 – датчик сигнализации о засорении фильтра; 7 – датчик давления; 8 – датчик температуры; 9 – суфлёр-сепаратор; 10 – условная масляная полость двигателя; 11 – форсунка; 12 – защитный фильтр; 13 – откачивающий насос; 14 – приводной центробежный воздухоотделитель;15 – датчик сигнализации о наличии стружки в масле; 16 – теплообменник (с перепускным клапаном)

Короткозамкнутая схема имеет ряд преимуществ по сравнению с вышерассмотренными циркуляционными системами. Основные из них:

- уменьшается потребный объём маслобака (на 20-30%);
- сокращается время прогрева масла в циркуляционном контуре при низкотемпературных запусках двигателя;
- повышается «живучесть» масляной системы в случае потери герметичности маслобака;
- уменьшается длина и масса трубопроводов масляной системы;
- создаётся возможность увеличить прокачку масла через узлы двигателя.

3.6.4. Используемые формы изображения схем масляных систем

В инженерной практике с целью облегчения восприятия и запоминания основных особенностей схемы масляной системы нередко её представляют в мнемоническом исполнении. Так, в качестве такого примера на рис.3.6.4 приведена короткозамкнутая схема масляной системы двигателя НК-86.

Для сведения ниже приведены основные технические данные масляной системы этого двигателя:

- температура масла на входе в двигатель, не более 100 °С;
- давление масла на входе в двигатель:
  на максимальном режиме 0,4-0,05 МПа;
  на режиме «малый газ», не менее 0,23 МПа;
- расход масла, не более 1 кг/ч;
- прокачка масла через двигатель от 0,9 до 1,2 кг/с;
- теплоотдача в масло, не более 70 кВт.

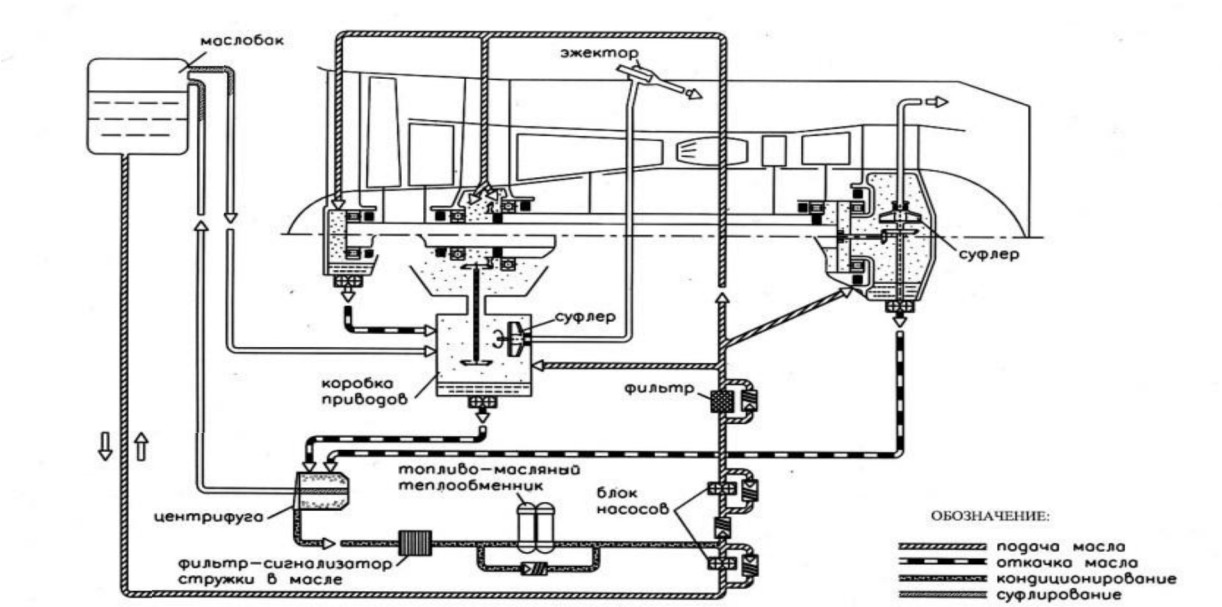


Рис. 3.6.4. Масляная система двигателя НК-86

На рис. 3.6.5. показана схема масляной системы двигателя RB – 211, представленная в своеобразном изображении.

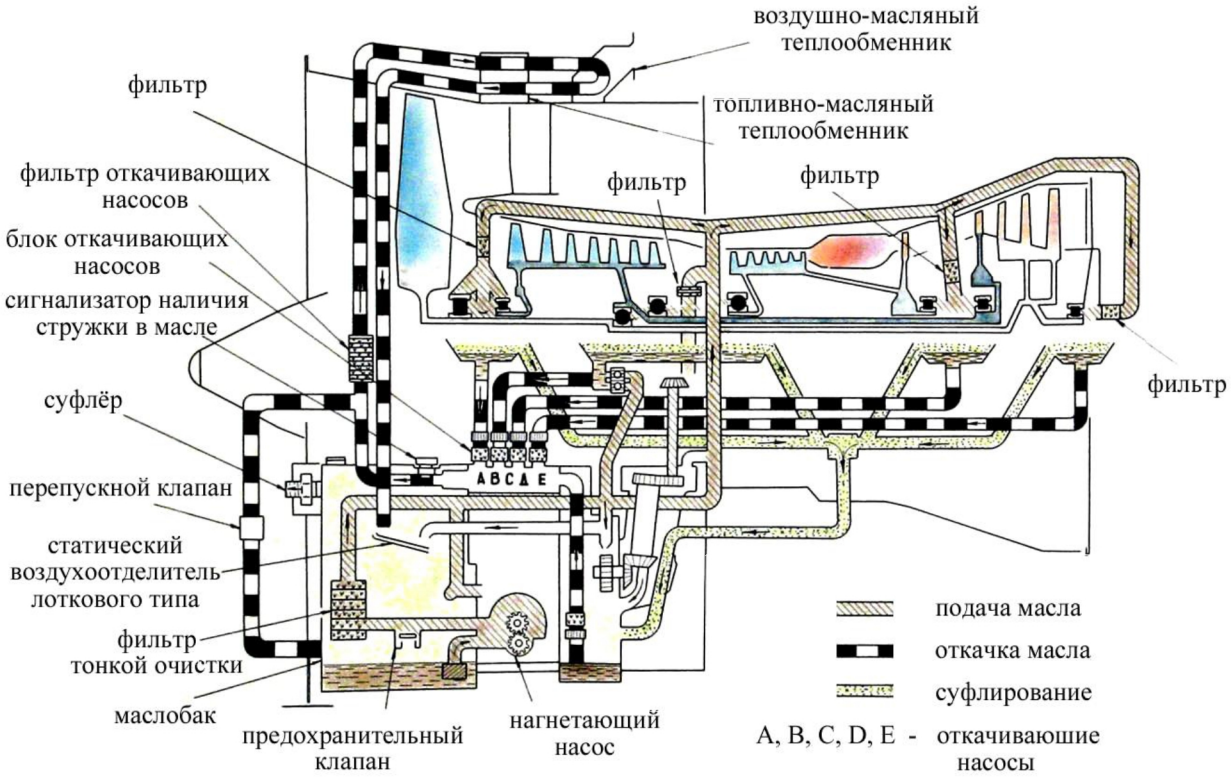


Рис. 3.6.5. Схема масляной системы двигателя RB-211

Наиболее наглядной является форма представления схемы масляной системы в пространственном изображении, как показано на рис 3.6.6. Но такая схема отличается технической сложностью при её оформлении. Такие иллюстрации используют крайне редко.

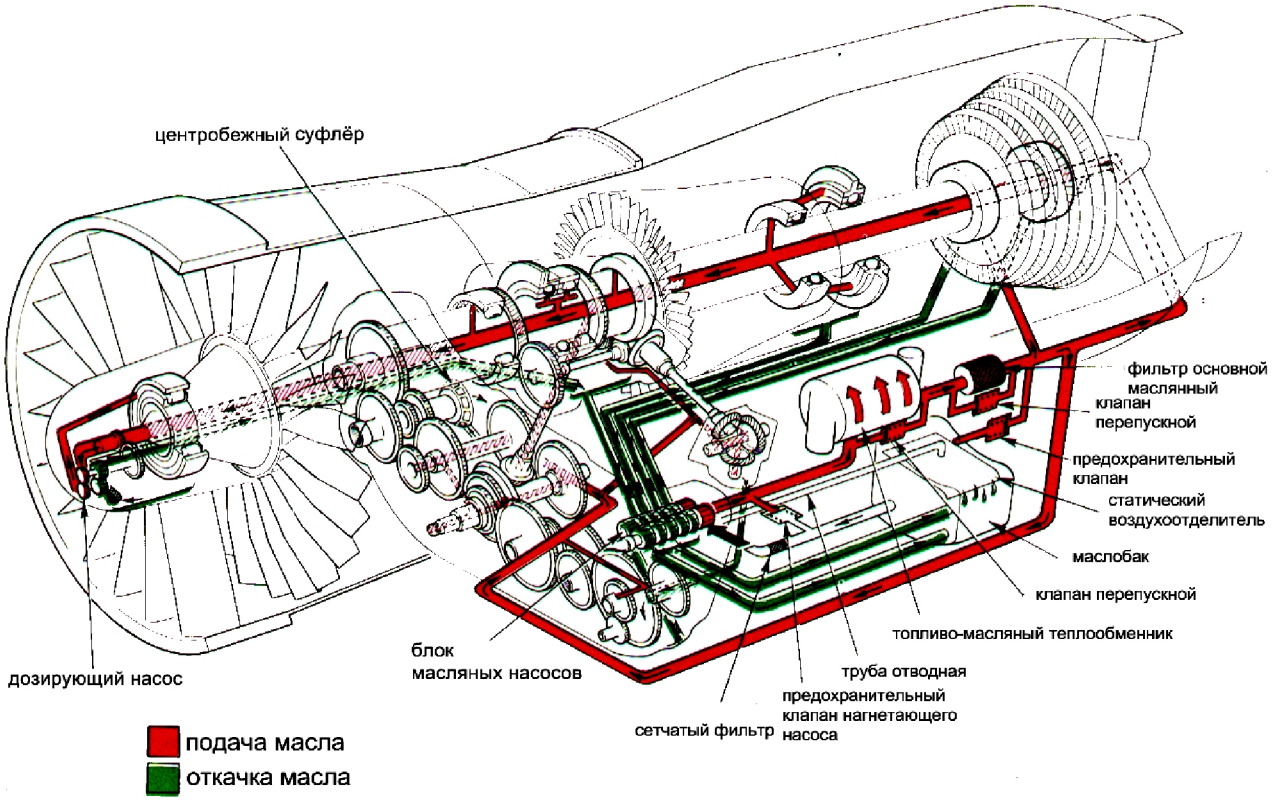


Рис. 3.6.6. Схема масляной системы в аксонометрическом виде

Более полная информация о конструкциях масляных систем ГТД содержится в учебном пособии [12].

3.7. Система суфлирования масляных полостей ГТД

Как известно, для того чтобы предотвратить утечку масла через любое уплотнение масляной полости, давление воздуха перед ним должно быть больше, чем давление внутри этой полости. При создании указанного перепада давления воздух непрерывно будет проникать внутрь масляных полостей опор, препятствуя утечкам масла из них. Очевидно, что для исключения возможности накопления в масляных полостях воздуха, которое приводило бы к уменьшению перепада давления на уплотнениях (в пределе – до нуля), необходимо одновременно осуществлять равновесный отвод воздуха из масляных полостей как на постоянных, так и на переменных режимах работы двигателя. Эту функцию выполняет система суфлирования масляных полостей двигателя.

3.7.1. Основные требования, предъявляемые к системе суфлирования

1. Система суфлирования должна обеспечивать непрерывный отвод воздуха, проникающего через уплотнения масляных полостей опор при всех эксплуатационных условиях в пределах, необходимых для поддержания в полостях опор, масляном баке и коробке приводов агрегатов допустимых уровней давлений, оговариваемых в техническом задании на создание нового двигателя.

2. Система суфлирования должна иметь достаточный запас по пропускной способности суфлёров и её отводных каналов с целью исключения возможности выброса масла из маслобака или утечек масла через уплотнения масляных полостей опор.

3. В системе суфлирования должен быть предусмотрен предохранительный клапан, исключающий возможность возрастания давления в масляных полостях (в том числе и в маслобаке) выше допустимой нормы. Если система суфлирования маслобака имеет избыточную пропускную способность, обеспечивающую отвод увеличенного (в пределах допустимых нормативов) расхода воздуха без превышения установленного предельного уровня давления, то данный клапан допускается не устанавливать.

4. Принципиальная схема системы суфлирования масляных полостей современного ГТД должна предопределять компактность и высокое конструктивно-весовое совершенство соответствующих элементов двигателя.

5. Система суфлирования должна обеспечивать необходимые предпосылки для снижения величины эксплуатационного расхода масла в ГТД.

6. Схемно-конструктивное исполнение системы суфлирования должно исключать возможность возникновения опасных последствий для летательного аппарата при отказе одного или нескольких уплотнений масляных полостей опор двигателя.

7. Конструкция каналов суфлирования масляных полостей опоры турбины и их тепловая защита должны обеспечивать температурный режим внутренних стенок этих каналов, исключающий возможность отложения в них продуктов деструкции масла (нагарообразования) выше допустимых норм, оговоренных в технической документации двигателя.

8. Конструкция и площади проходных сечений каналов отвода масловоздушной смеси из опор ротора должны быть выбраны, исходя из условия исключения возможности «запирания» суфлёров или отводных каналов системы суфлирования вследствие достижения в них звуковых скоростей.

9. Система суфлирования должна надёжно функционировать в течение установленного ресурса работы двигателя.

10. Элементы, входящие в состав системы суфлирования, должны соответствовать требованиям эксплуатационной технологичности и ремонтопригодности.

11. Трудоёмкость технического обслуживания системы суфлирования должна быть минимальной.

12. В системе суфлирования должен быть предусмотрен контроль величины давления в характерных точках (например, на входе в суфлёр) с целью использования его в качестве диагностического средства при проявлении дефекта в работе уплотнений масляных полостей.

В ГТД отвод воздуха из системы суфлирования производят после осуществления его очистки от распылённого в нём масла. Без проведения такой очистки эксплуатационный расход масла в двигателе составил бы десятки литров в час. Сепарирующие устройства, в которых осуществляют отделение частиц масла от воздуха, удаляемого из системы суфлирования, бывают статического или динамического типа. В статических сепараторах нет подвижных элементов и принцип их работы основан на осаждении частиц масла на стенках каналов, создающих искривление траектории потока воздухомасляной смеси. К такого рода сепараторам относятся неподвижные воздухоотделители типа «циклон» или «лоток».

В современных авиационных ГТД практически во всех двигателях в системах суфлирования используют приводные динамические сепараторы, получившие название центробежных суфлёров. В системе суфлирования масляных полостей опор, маслобака и коробок приводов обязательно устанавливают один или несколько суфлёров, выполняющих функцию очистки от частиц масла воздуха, удаляемого из масляных полостей. При этом должна быть обеспечена возможность возвращения в масляную систему отделённого в суфлёрах масла. Отвод из масляных полостей воздуха по системе суфлирования, как правило, производят в зону пониженного давления. Поэтому в состав системы суфлирования должны входить коммуникации, соединяющие масляные полости с зоной сброса очищенного воздуха.

3.7.2. Конструкции суфлёров, применяемых в двигателях

Всё разнообразие приводных центробежных суфлёров (ПЦС) можно свести к двум основным типам: осевым, в которых отделение масла от воздуха происходит при движении воздухомасляной смеси внутри рабочего колеса в осевом направлении, и радиальным, в которых в рабочем колесе масло отделяется от воздуха в потоке воздухомасляной смеси, движущейся в радиальном направлении.

В суфлёре осевого типа (рис. 3.7.1) воздухомасляная смесь поступает в каналы роторного элемента (крыльчатки), расположенные параллельно оси вращения.

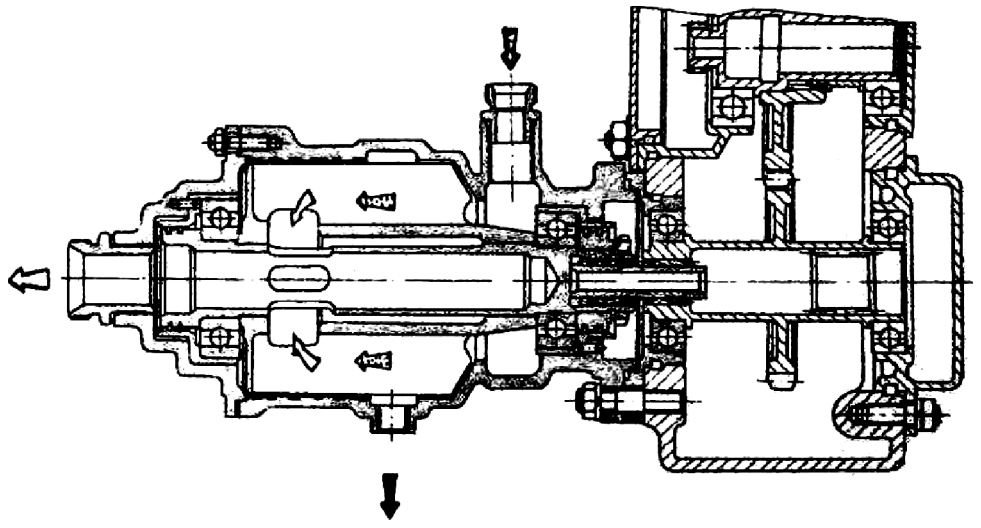


Рис. 3.7.1. Конструкция суфлёра осевого типа

Крыльчатка вращается в корпусе. Масло под действием центробежных сил отбрасывается на периферию и далее его возвращают в циркуляционный контур масляной системы.

В полом валу, на котором расположена крыльчатка, имеются отверстия для отвода очищенного воздуха. У таких суфлёров конструкция сложнее по сравнению с суфлёрами радиального типа, однако несмотря на это их применяют на многих отечественных двигателях.

Ретроспективный анализ показывает, что распространённость осевых суфлёров изначально была обусловлена стремлением разработчиков ГТД первых поколений использовать в качестве сепарирующего устройства системы суфлирования такой отработанный агрегат масляной системы, как центрифуга. В дальнейшем решающую роль сыграла преемственность в использовании суфлёров осевого типа, т.е. во многих ОКБ имеет место традиционный подход к решению данного вопроса.

Центробежные суфлёры радиального типа получили широкое распространение в последние четыре десятилетия. Их применяют ведущие зарубежные фирмы («Пратт-Уитни», «Роллс-Ройс» и «Дженерал электрик»), а в России радиальные суфлёры используют на двигателях ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова», Ступинского конструкторского бюро машиностроения и Калужского моторостроительного завода.

При работе радиального суфлёра воздухомасляная смесь поступает в рабочее колесо с периферии (рис. 3.7.2). Центробежные силы, накладываемые на поток, препятствуют проникновению частиц масла в центральную область ротора. Радиальные каналы рабочего колеса соединены с внутренней полостью вала, через которую удаляется очищенный от масла воздух.

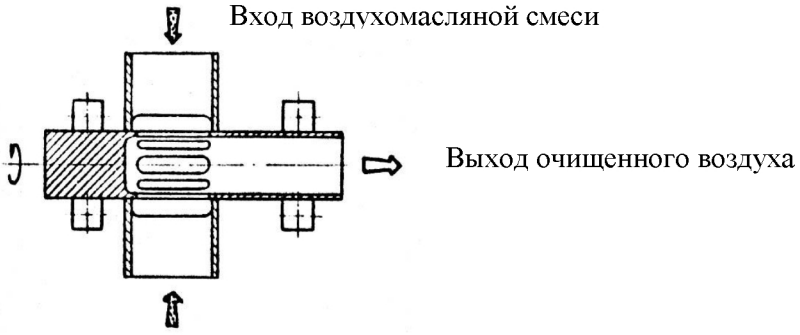


Рис. 3.7.2. Схема движения потока в суфлёре радиального типа

Суфлёры радиального типа по сравнению с суфлёрами осевого типа имеют значительно меньшую длину. И с точки зрения компактности конструкции рассматриваемого агрегата предпочтение следует отдавать суфлёру радиального типа (за исключением тех случаев, когда суфлёр, размещаемый на коробке приводов, ограничен по диаметральному размеру).

От эффективности суфлёров эксплуатационный расход масла зависит самым непосредственным образом. При этом очевидно, что чем меньшее количество воздуха прорывается через уплотнения масляных полостей опор, тем легче осуществить сепарацию воздухомасляной смеси. Но следует отметить, что расход масла в центробежном суфлёре определяется не только эффективностью сепарации масляного тумана в рабочем колесе, но также и герметичностью уплотнения между ротором и статором суфлёра (на выходе воздуха, очищенного от масла). Основным элементом суфлёра, определяющим эффективность очистки от частиц масла воздуха, удаляемого из системы суфлирования, является рабочее колесо. Поэтому важное значение имеет выбор рациональной геометрии рабочего колеса суфлёра и кинематических параметров, обеспечивающих высокую степень очистки воздуха, удаляемого из системы суфлирования.

Для конструкторов с целью облегчения задачи по выбору рациональных геометрических размеров рабочих колёс суфлёров радиального типа был выпущен отраслевой стандарт ОСТ 1 03845-76 («СУФЛЁРЫ МАСЛОСИСТЕМЫ, ПРИВОДНЫЕ, ЦЕНТРОБЕЖНЫЕ С РАДИАЛЬНЫМ ВХОДОМ. КОЛЁСА»), а для колёс суфлёров осевого типа – разработан

ОСТ 1 03950-79 («КОЛЕСА ПРИВОДНЫХ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СУФЛЕРОВ С ОСЕВЫМ ВХОДОМ»).

Рассматриваемые далее вопросы относятся к суфлёрам радиального типа.

3.7.3. Разновидности геометрических форм рабочих колёс суфлёров

Конструктивное оформление рабочих колёс суфлёров радиального типа, применяемых в авиационных двигателях, как видно из рассмотрения рис. 3.7.3, весьма разнообразно.

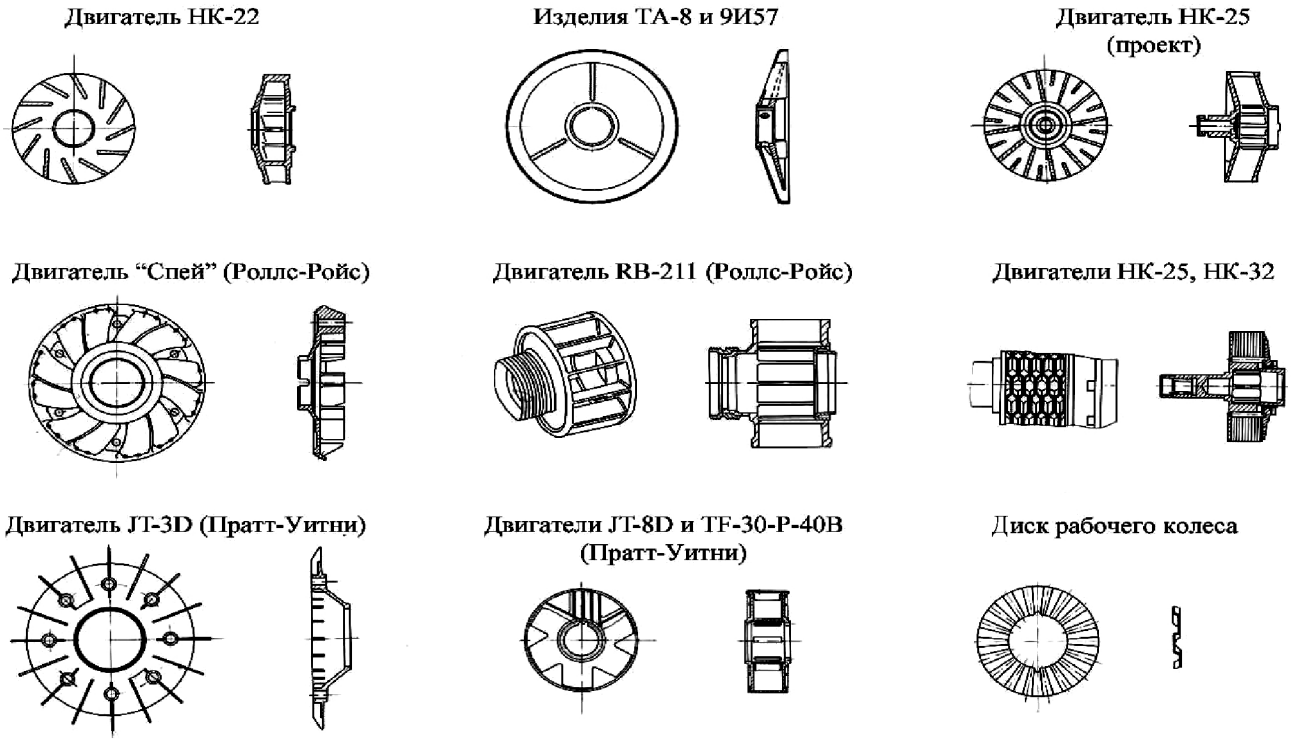


Рис. 3.7.3. Разновидности рабочих колёс, применяемых в ГТД

Среди различных конструкций рабочих колёс суфлёров радиального типа наиболее высокой эффективностью отличаются рабочие колёса сотового типа, изображенные на рис. 3.7.4.

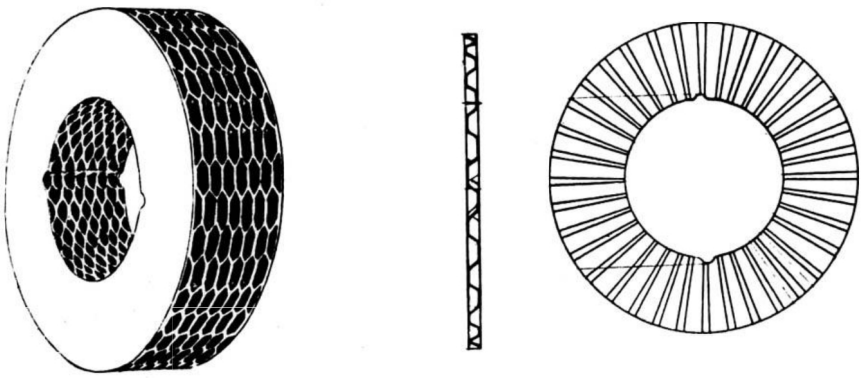


Рис. 3.7.4. Рабочее колесо сотового типа

При одинаковых габаритных размерах колёс и прочих равных условиях сотовое колесо обеспечивает снижение потерь масла с выходящим потоком воздуха, по сравнению с обычным колесом с радиальными лопатками, более чем в два раза.

Сотовое рабочее колесо изобретено конструкторами ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» и применено в суфлёрах авиационных двигателей НК-86, НК-25, НК-32 . Кроме того, оно успешно прошло практическую проверку при больших наработках конвертированных двигателей НК-36 СТ, НК-37 и НК-38СТ .

3.7.4. Принципиальные схемы систем суфлирования, реализованные в отечественных и зарубежных ГТД

Для надёжного блокирования масла в масляной полости опоры необходимо создание на её уплотнениях перепада давления,, направленного со стороны предмасляной полости, что может быть достигнуто только при условии непрерывного отвода из масляной полости опоры проникающего в неё воздуха, иначе говоря, эту полость необходимо суфлировать. Суфлирование может быть осуществлено либо с помощью откачивающего насоса, либо с помощью отводного канала, соединяющего масляную полость опоры с зоной более низкого давления. Ниже приведены реальные примеры схем суфлирования масляных полостей находящихся в эксплуатации ГТД.

3.7.4.1 Объединённая система суфлирования масляных полостей двигателя

Подавляющее большинство авиационных ГТД имеют объединённую систему суфлирования масляных полостей. Так, например, типичная схема объединённой системы суфлирования всех масляных полостей показана на рис.3.6.5 (двигатель RB-211). Схема объединённой системы суфлирования опор данного двигателя отличается тем, что все опоры суфлируются с помощью отводных труб, соединяющих их с коробкой приводов, внутри которой размещён динамический суфлер. Сброс воздуха, очищенного в суфлёре от масла, производится за борт летательного аппарата.

3.7.4.2. Раздельное суфлирование масляных полостей опор роторов

У ТРДД CF6-50 (фирма «Дженерал электрик») применена оригинальная схема системы суфлирования (рис. 3.7.5). Каждая опора (кроме средней) имеет автономное суфлирование со сбросом воздуха, очищенного от масла, в валопровод ротора низкого давления.

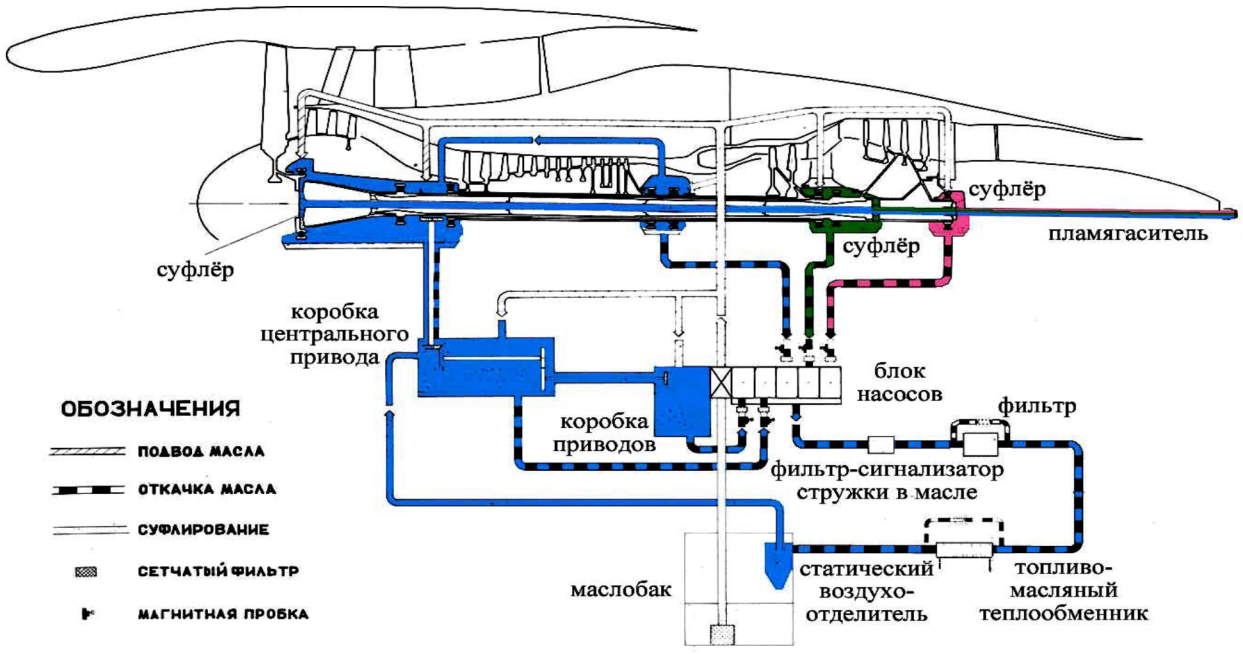


Рис. 3.7.5. Схема суфлирования масляных полостей ГТД с использованием вала ротора НД в качестве отводного канала

Такая схема оказалась возможной, благодаря использованию малогабаритных центробежных суфлеров радиального типа, установленных в опорах непосредственно на валу ротора НД. В обвязке двигателя всего два трубопровода: из средней опоры воздух отводится в переднюю опору, а из статического воздухоотделителя маслобака – в коробку приводов. Отвод очищенного воздуха из полого вала осуществляется внутри двигателя в затурбинную зону.

Подобная схема суфлирования, представленная на рис.3.7.6, применена у современного двигателя CFM-56, у которого всего две масляных полости (одна в зоне компрессора, а вторая – в турбине).

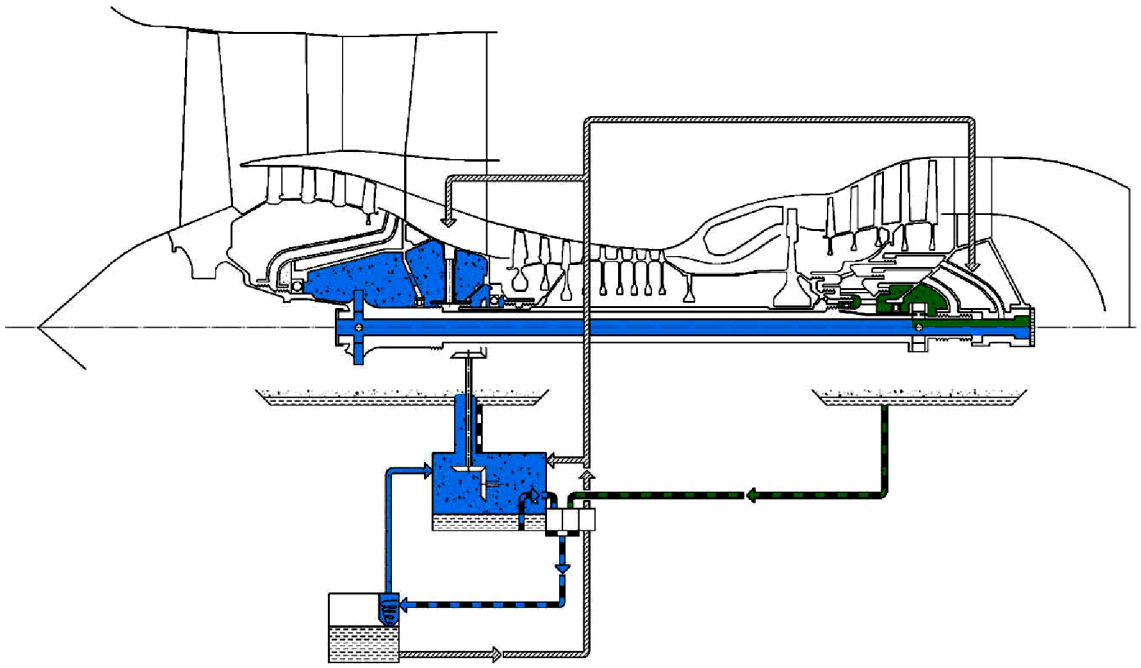


Рис. 3.7.6. Схема суфлирования масляных полостей двигателя CFM-56

Несмотря на определённые трудности в доводке системы суфлирования с центральным расположением отводного канала, надо отдать должное компактности её коммуникаций. При этом важным достоинством такого способа суфлирования является то, что трубопроводы суфлирования опоры турбины не пересекают высокотемпературный газовый тракт двигателя. Сброс воздуха из суфлёров производится в сопло.

3.7.4.3. Комбинированная схема суфлирования масляных полостей двигателя

У ТРДД семейства «НК» традиционно используется комбинированная схема суфлирования масляных полостей двигателя. На рис.3.7.7 приведена схема системы суфлирования двигателя НК-86.

Масляная полость передней опоры рассматриваемого двигателя суфлируется с помощью откачивающего насоса. Так как в этой опоре одно уплотнение (контактного типа), то утечек масла через него не происходит – через уплотнение непрерывно засасывается воздух, который далее поступает в откачивающий насос. Опора турбины имеет отдельный центробежный суфлёр радиального типа, расположенный непосредственно в её масляной полости. Отвод воздуха из суфлера опоры турбины осуществляется с помощью специального внутреннего трубопровода в зону низкого давления за турбиной в поток, вентилирующий пространство вокруг внутреннего корпуса опоры. Второй суфлер, расположенный в коробке приводов, очищает от масла воздух, который проникает через контактные уплотнения в мас-

ляную полость средней опоры, а также воздух, поступающий из откачивающих насосов передней опоры и опоры турбины. Сброс воздуха из этого суфлера осуществлён в наружный контур двигателя с помощью газового эжектора. В качестве активной среды в эжекторе используется воздух, отбираемый за компрессором.

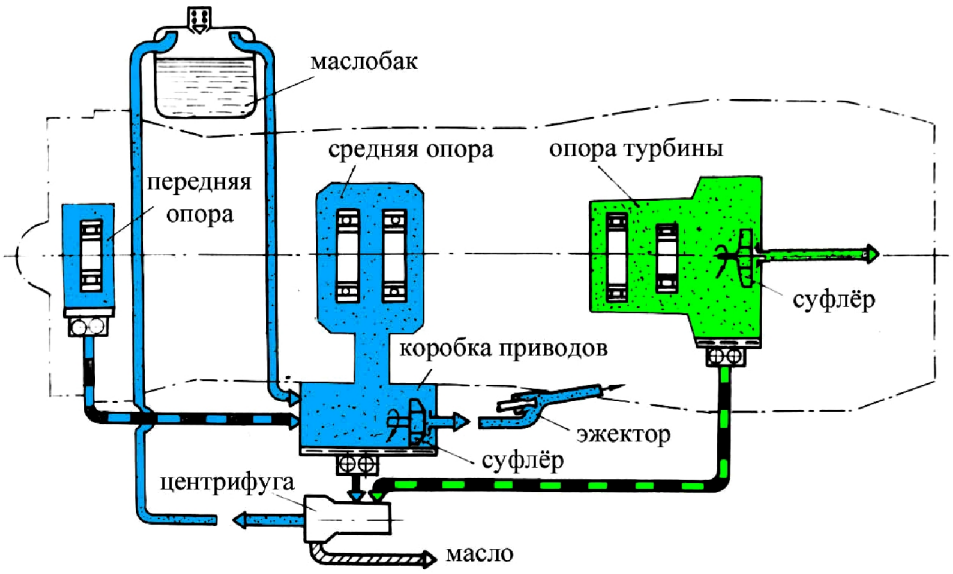


Рис. 3.7.7. Схема суфлирования масляных полостей двигателя НК-86

Автономное суфлирование опор позволило значительно упростить доводку масляной системы этого двигателя. Система суфлирования со сбросом воздуха, очищенного от масла, в тракт наружного контура двигателя позволяет**:**

- упростить обвязку трубопроводов на двигателе и облегчить прокладку отводной трубы суфлирования в мотогондоле;
- исключить возможность замасливания самолета и аэродрома.

Изложенные материалы дают представление о назначении системы суфлирования масляных полостей ГТД, её основных особенностях и конструктивных разновидностях. Более подробная информация, относящаяся к системам суфлирования авиационных ГТД, приведена в [13].

Глава IV. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЕ КОНВЕРТИРОВАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД

В последние десятилетия авиационные газотурбинные двигатели, отработавшие летный ресурс, находят применение в качестве наземных энергетических приводов. При этом им придают вид конвертированных ГТД. Такие двигатели (именуемые как «авиапроизводные») наиболее широко применяют для привода нагнетателей газоперекачивающих агрегатов и электрогенераторов, их используют при транспортировке нефти по магистральным трубопроводам, а также в других технических устройствах [14].

4.1. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГТД В КАЧЕСТВЕ ПРИВОДОВ НАГНЕТАТЕЛЕЙ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ АГРЕГАТОВ

Широкое применение конвертированных ГТД в сырьевых отраслях связано, прежде всего, со своеобразием размещения природных ресурсов на территории России. Основные запасы нефти и газа расположены в северных регионах европейской части страны, а также в восточных районах Западной и Восточной Сибири. Но основные потребители этого сырья сосредоточены в Европейской части страны и на Урале (где размещена большая часть производственных фондов и населения). В таких условиях поддержание экономики России в целом определяется возможностью организации транспорта энергоносителей с востока на запад дешевыми, транспортабельными силовыми установками оптимальной мощности с высоким уровнем автоматизации.

На магистральных газопроводах компрессорные станции устанавливают на расстоянии 150 – 200 км друг от друга. В каждой из них входное давление газа, равное примерно 5 МПа, повышают до 7 МПа, и газ по трубам Ø1 м направляют к очередной станции. На каждой компрессорной станции может быть до 10 газоперекачивающих агрегатов (ГПА), из которых половину держат в резерве с целью обеспечения бесперебойной транспортировки газа.

Использование в качестве приводов конвертированных авиационных или судовых газотурбинных двигателей создаёт возможность выполнять ГПА в виде блочной конструкции. ГПА такого типа изображен на рис. 4.1.1.

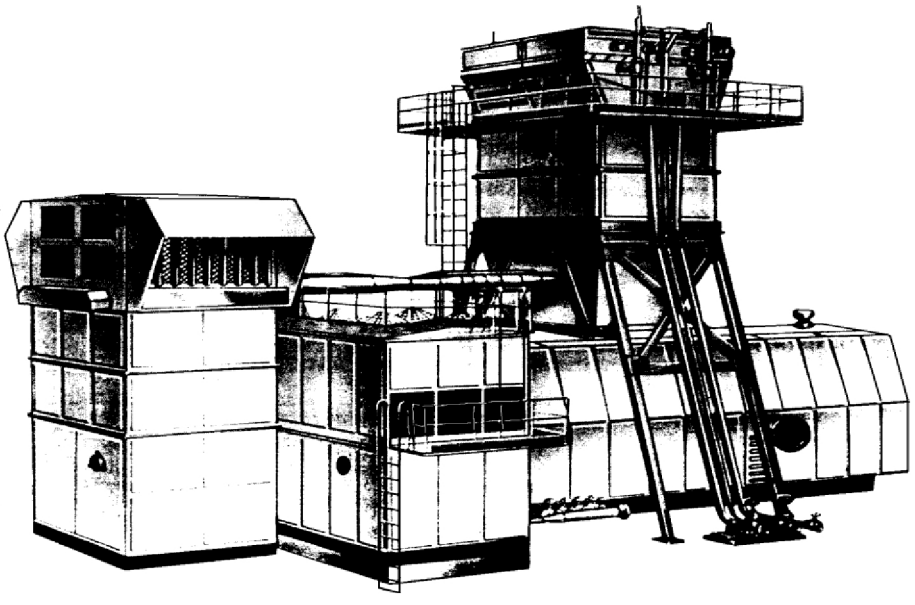


Рис. 4.1.1. Внешний вид ГПА блочного типа

Комплектность и малая масса, характерные для авиапроизводных двигателей, обеспечивают высокую транспортабельность и мобильность ГПА. Блоки, входящие в состав ГПА, поставляются в полной заводской готовности, что уменьшает объемы капитальных затрат на строительство компрессорных станций в 2 – 2,5 раза и сокращает сроки ввода их в действие [15]. В процессе эксплуатации таких ГПА при необходимости можно производить замену отдельных его блоков. А ремонт ГТД осуществляют в заводских условиях.

Дополнительно следует отметить, что конвертированные транспортные ГТД, используемые для привода ГПА, отличаются сравнительно высоким коэффициентом полезного действия, надежны и просты в эксплуатации, имеют большой ресурс работы, а по массе они в 7 – 10 раз легче стационарных приводов.

В настоящее время доля использования авиапроизводных ГТД в общем балансе мощностей на компрессорных станциях приближается к 40 %. При этом всё более широкое применение находят ГПА блочной конструкции. Сейчас доля ГПА блочно-контейнерного типа составляет более трети от общей установленной мощности на магистральных газопроводах стран СНГ, а в дальнейшем она будет возрастать.

Последующее изложение вопросов использования авиапроизводных ГТД в качестве приводов нагнетателей газа относится к их установке в ГПА блочно-контейнерного типа.

4.1.1. Требования, предъявляемые к приводу

Конвертирование авиационного двигателя начинается с изучения технического задания ОАО «Газпром» на его разработку. В ТЗ заказчик оговаривает требуемые величины всех параметров, допуски на них и ряд дополнительных условий. Требования, которым должен удовлетворять привод, могут быть объединены в четыре группы:

– общие требования к показателям привода;

– требования к показателям основных узлов и систем, входящих в состав привода, в том числе и вновь создаваемых узлов привода;

– требования к системам подготовки воздуха, топливного газа, масла, требования к воздействию привода на окружающую среду;

– требования к системам диагностики привода.

4.1.1.1. Общие требования к показателям привода

Типовые технические требования ОАО «Газпром» к газотурбинным ГПА и их системам содержатся в ГОСТ 29328-92 и ГОСТ 28775-90. Основные из этих требований приведены ниже.

1. Для разработчиков ГТД обозначен рекомендуемый мощностной ряд 2,5; 4; 6,3; (8); 10; (12,5); 16; 25 МВт. Такой уровень мощностей должен быть обеспечен при стандартных атмосферных условиях: температура воздуха +15°С; давление 0,1013 МПа; относительная влажность 60%.

2. Номинальный КПД ГТУ должен соответствовать современному уровню, $\eta_{ном}$: в диапазоне мощности N 2–4 МВт он должен иметь величину 27–28%, при N от 4 до 8 МВт – 29–33%, при N от 10 до 12,5 МВт – 31–34,5 %, а при N от 16 до 25 МВт – 34–38 %.

3. Максимальная мощность (предельная рабочая мощность, развиваемая при низких температурах атмосферного воздуха без превышения номинальной температуры газа) должна быть до 120% от номинальной.

4. Частота вращения вала СТ на номинальном режиме $n_{ном}$ не менее 5300 об/мин.

Рабочий диапазон регулирования частоты вращения выводного вала:

максимальная частота – 1,05 $n_{ном}$,

минимальная частота – 0.7 $n_{ном}$.

5. Полный средний ресурс ГПА, не менее 100000 ч.

Средний ресурс до капитального ремонта ГТД, не менее 25000 ч.

6. Время непрерывной работы, 700 – 1000 ч.

7. Время работы, более 6000 ч/год

Число пусков, пуск/год не более 100.

8. ГТУ должна быть снабжена устройством для периодической промывки проточной части компрессора.

9. Должна быть обеспечена возможность демонтажа и установки сменного ГТД , а также замена его модулей в станционных условиях.

10. Содержание токсичных веществ в выхлопных газах должно находиться в пределах допустимых норм:

- оксидов азота NO_X, не более 75 мг/м^3,

- окиси углерода CO, не более 300 мг/м^3.

4.1.1.2. Требования к основным узлам и системам газотурбинной установки

4.1.1.2.1. Требования к компрессорам

Компрессоры должны обеспечивать требуемые параметры и запасы газодинамической устойчивости.

Перед компрессором должно быть установлено входное устройство с коллектором, очерченным по лемнискате. Потери полного давления в нём должны быть не более 0,3%. Во входном устройстве должна быть предусмотрена система обогрева, исключающая обледенения входного направляющего аппарата компрессора (при его наличии).

На входе в компрессор должно быть установлено устройство для подачи моющего раствора в проточную часть двигателя.

Компрессор может быть источником отборов сжатого и горячего воздуха для нужд ГПА.

4.1.1.2.2. Требования к камерам сгорания

Камера сгорания должна работать на природном газе, отбираемом из-за нагнетателя ГПА, подготовленном по ГОСТ 29328-92 (содержание твердых частиц должно быть не более 4 мг/кг, а доля частиц размером более 100 мкм – не более 0,3 мг/кг). Степень подготовки топливного газа должна обеспечивать отсутствие жидкой фракции в узлах и агрегатах пусковой и топливной систем двигателя.

Требования к камере сгорания по параметрическим и функциональным показателям не отличаются от требований к авиационным камерам сгорания, а эксплуатационные показатели, в частности контролепригодность, должны быть улучшены в связи с большим ресурсом камеры. Организация процесса горения в камере должна обеспечивать: полноту сгорания на номинальном режиме не ниже 0,99; диапазон устойчивой работы по составу смеси – $\alpha \sim 2{,}5...15$ (α – коэффициент избытка воздуха); неравномерность поля температуры газа на выходе из камеры сгорания и положение радиуса максимальной температуры должны быть такими же, как на базовых камерах.

Давление топливного газа на входе в двигатель зависит от степени сжатия в компрессоре, от перепада давления на форсунках, в агрегатах системы регулирования и на современных двигателях составляет 3,9…4,4 МПа (40...45 кгс/см^2).

При выборе материала топливопровода и форсуночной плиты следует учитывать наличие в топливном газе реагентов, способных вызвать коррозию (сероводород, окислы серы, щелочные металлы, хлориды, окись и двуокись углеводорода).

4.1.1.2.3. Требования к турбине газогенератора

Требования к турбине газогенератора по параметрическим показателям, как правило, не отличаются от требований к авиационным турбинам.

Выход газа из турбины газогенератора должен иметь осевое направление, для чего за рабочим колесом турбины может потребоваться постановка раскручивающего аппарата. Коэффициент восстановления полного давления на участке от турбины газогенератора до входа в сопловой аппарат силовой турбины должен быть не менее 0,99.

Турбина газогенератора должна быть способна длительно работать в условиях запыленности. Это следует учитывать при обеспечении работоспособности системы охлаждения.

Тип используемых защитных покрытий на лопатках турбины должен быть выбран с учётом особенностей пылевых частиц, поступающих на вход в ГПА.

4.1.1.2.4. Требования к силовой турбине

Мощность (номинальная, максимальная) силовой турбины (СТ), частота вращения и диапазон ее изменения должны соответствовать общим требованиям к ГТД. Коэффициент полезного действия турбины на номинальном режиме должен быть не менее $\eta^*_{ст} = 0,92...0,93$. Изменение КПД при изменении частоты вращения ротора СТ от $n_{min} = 0,7 \cdot n_{ном}$ до $n_{max} = 1,05 \cdot n_{ном}$ и при постоянном режиме работы газогенератора не должно быть больше $\Delta\eta_{ст} = 0,07$.

Для выполнения заданных требований по ресурсу и КПД рабочие лопатки СТ должны быть с бандажными полками. Осевая разгрузка ротора СТ может осуществляться, например, путем наддува полости, образуемой с тыльной стороны диска турбины.

4.1.1.2.5. Требования к выходному устройству

При проектировании выходное устройство должно обеспечивать**:**

- отвод и рассеивание выхлопных продуктов сгорания до уровня допустимых концентраций вредных выбросов;
- возможность установки теплообменника для утилизации тепла выхлопных газов;
- шумоглушение;
- возможность отбора проб выхлопных продуктов сгорания через устройство отбора с целью периодического контроля их содержания.

Кроме указанных общих требований, выходное устройство должно обеспечивать:

- приемлемые габаритные ограничения, связанные с вопросами транспортировки;
- приемлемую длину вала, соединяющего двигатель с нагнетателем в зоне выходной улитки (выполнение данного требования связано с отстройкой от критических оборотов вращения вала).

Выходное устройство должно быть вентилируемым и обеспечивать удаление тяжелых фракций топливного газа, которые могут накапливаться при негерметичности клапанов на стоянке.

4.1.1.2.6. Требование к системе автоматического управления

Система автоматического управления (САУ) двигателем является составной частью автоматической системы управления технологическими процессами (АСУ ТП). САУ двигателем должна обеспечивать:

- автоматическое поддержание заданного режима (работы двигателя);
- автоматическое регулирование частоты вращения вала силовой турбины на холостом ходу в пределах от 95 до 105% принятого номинального значения частоты холостого хода;
- изменение подачи топливного газа и режима работы двигателя по командам (АСУ ТП);
- управление механизацией компрессора двигателя;
- защиту по максимальной предельной частоте вращения ротора СТ и ротора ГГ (защита по ротору СТ должна быть двухканальной: электронной и гидромеханической);
- ограничение температуры газов перед турбиной, осуществляемое путем изменения режима работы камеры сгорания.

Кроме того, САУ двигателем должна обеспечивать:

- автоматическую проверку готовности двигателя к пуску;
- автоматический пуск и останов (нормальный и аварийный) по заданным программам от команд АСУ ТП;
- выдачу сигналов от системы защиты двигателя в АСУ ТП станции для формирования команды на останов двигателя.

В состав системы регулирования подачи топливного газа в камеру сгорания ГТД должен входить стопорный кран. Он не должен открываться до достижения условий, при которых производится зажигание топливовоздушной смеси в камере сгорания. А закрытие его должно происходить по команде на останов.

4.1.1.2.7. Требования к системам контроля работы, диагностики и защиты привода

Газотурбинный привод должен быть оснащён датчиками системы измерения параметров и средствами инструментального контроля.

Системы контроля и защиты двигателя входят в комплексную систему диагностирования ГПА в целом. Средства передачи, обработки и хранения информации определяются при разработке комплексной системы диагностирования технического состояния ГПА. После чего формируют соответствующие алгоритмы обработки комплексной информации по всем видам контроля, позволяющим с высокой степенью достоверности определять текущее техническое состояние двигателя и правильность его эксплуатации техническим персоналом, а также производить прогнозирование технического состояния двигателя.

Компоновка элементов двигателя должна обеспечивать удобный и безопасный доступ для проведения работ по обслуживанию.

4.1.1.3. Требования к системам подготовки воздуха, топливного газа, масла

Рассматриваемые ниже системы входят в состав ГПА, т.е. являются станционными. Но так как они самым непосредственным образом затрагивают интересы двигателя, то ТЗ на их проектирование подлежит совместному согласованию между разработчиком двигателя и разработчиком ГПА.

4.1.1.3.1. Требования к системе подготовки воздуха

Во входной шахте ГПА должно быть установлено воздухоочистительное устройство (ВОУ). В нём должна производиться очистка воздуха от пыли. Конструкция ВОУ должна защищать двигатель от попадания в него атмосферных осадков. Гидравлическое сопротивление ВОУ должно находиться в пределах 100 мм водяного столба.

4.1.1.3.2. Требования к пусковой системе

Для запуска и холодной прокрутки ГТУ могут быть применены следующие виды пусковых устройств:

- электродвигатель переменного тока, 380 В, 50 Гц;
- электрогидравлическое устройство;
- турбодетандер (расширительная турбина), работающий на природном газе или сжатом воздухе.

В качестве рабочего тела (пускового газа) при применении турбодетандера используется природный газ или сжатый воздух от станционного источника. Давление воздуха должно быть 0,3 – 0,6 МПа.

4.1.1.3.3. Требования к системе подготовки топливного газа

Топливный и пусковой газ должны быть очищены от механических примесей, а также от влаги и масла. Содержание твердых частиц в газообразном топливе должно быть не более 4 мг/кг, а доля частиц размером более 100 мкм – не более 0,3 мг/кг.

Система топливоподачи ГПА должна исключать попадание конденсата в камеру сгорания двигателя.

Содержание в газе коррозионно-опасных реагентов должно быть ограничено.

В пределах эксплуатационного диапазона изменения давления и температуры газа система очистки должна обеспечивать отсутствие жидких и твердых отложений на участках трубопроводов, арматуре и элементах системы регулирования ГТУ.

4.1.1.3.4. Требования к системе маслообеспечения двигателя

Запас масла, необходимый для длительной работы двигателя, должен находиться в маслобаке. Емкость маслобака должна быть достаточной для обеспечения непрерывной работы двигателя в течение примерно 1000 ч.

Маслобак должен иметь систему подогрева масла перед запуском в холодное время года до температуры не ниже минус 10°С. Система подогрева масла не должна приводить к термическому разложению масла в маслобаке.

Маслоохладитель не должен допускать перетекания масла из него в двигатель после останова. Эффективность маслоохладителя должна быть достаточной для обеспечения температур масла, оговоренных в ТЗ на привод.

На линии подачи масла из бака в двигатель и на выходе масла из маслоохладителя должны быть предусмотрены фильтры для его очистки с ячейкой не грубее 40 мкм. Причём указанные фильтры должны быть спаренными – для обеспечения возможности перевода подачи масла на дублирующий чистый фильтр при засорении фильтра, участвовавшего в работе. На линии заправки маслобака должен быть установлен фильтр тонкой очистки масла (с ячейкой не более 25 мкм).

Более подробно требования к газотурбинным приводам и к связанным с ним системам ГПА приведены в [9].

4.1.2. Основные принципы конвертирования авиационных ГТД

Накопленный в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» опыт создания авиапроизводных ГТД позволяет обобщить основные принципы преобразования базового авиадвигателя в газотурбинный привод наземного использования.

Как показала практика, у созданных приводов примерно 70...75% основных узлов и деталей базового ГТД удавалось сохранить [9]. Изменения конструкции производили в узлах, связанных с новым назначением изделия, с появлением в составе конвертированного двигателя силовой турбины, а также со сменой вида используемого топлива.

При конвертировании ГТД силовую турбину (СТ) проектируют заново. Выбор конструкции СТ и её определяющих параметров осуществляют с учетом возможности достижения максимальной эффективности системы «силовая турбина – нагнетатель», назначенного ресурса и обеспечения её транспортабельности как независимого узла.

Опыт создания наземных приводов показывает, что силовую турбину целесообразно выполнять в виде отдельного модуля, имеющего только газодинамическую связь с газогенератором. При этом условии исключается передача на газогенератор монтажных, термических и вибрационных воздействий от ротора агрегата, приводимого во вращение силовой турбиной.

Смена вида топлива приводит к необходимости внесения схемно-конструктивных изменений в топливную систему и в конструкцию камеры сгорания (проектируют новое фронтовое устройство). А в системе регулирования в качестве рабочей жидкости необходимо использовать не топливо, а масло, так как газ вследствие его сжимаемости не может обеспечить требуемого быстродействия системы.

И в схему самой масляной системы приходится вносить значительные изменения, связанные не только с появлением новых потребителей (подшипниковых узлов СТ), а главным образом с выдвинутым требованием осуществления смены фильтроэлементов без останова двигателя. К этому добавились ещё две проблемы: охлаждения масла и наличия в маслобаке запаса масла, обеспечивающего возможность продолжительной работы ГТД. Это привело к необходимости создания специальной системы маслообеспечения двигателя. В связи с этим циркуляционный контур масляной системы привода состоит из двух взаимосвязанных частей: её приводные агрегаты размещают на двигателе, а практически все неприводные агрегаты устанавливают в отдельном блоке системы маслообеспечения двигателя.

В случае если для удовлетворения требований мощностного ряда приходится повышать температуру газов, внедряются дополнительные мероприятия, призванные обеспечить требуемый ресурс (замена материалов, интенсификация охлаждения и т.д.).

Иногда повышение мощности осуществляют постановкой дополнительной новой ступени на входе в компрессор низкого давления. В этом случае температуру перед турбиной ($T_Г$*) можно существенно снизить вследствие повышения расхода воздуха через двигатель. При этом удельный расход топлива останется практически неизменным, а ресурс работы ГТД возрастёт.

В тех случаях, когда исходный конвертируемый ТРДД выполнен с небольшой степенью двухконтурности, целесообразно сохранить оболочки его наружного контура, принципиально необходимые для улучшения акустических характеристик установки и выполнения требований безопасности по температуре на внешних поверхностях установки (эту кольцевую полость используют для продувки охлаждающим воздухом).

У авиапроизводного двигателя следует сохранить силовую схему нагрузки газогенератора базового ГТД, что обеспечивает повышенный ресурс при его наземной эксплуатации.

Газогенератор и силовую турбину целесообразно размещать на разных рамах, что позволит в полном объеме использовать достоинства модульных схем, например, осуществлять раздельный и быстрый монтаж и демонтаж газогенератора и силовой турбины, осуществлять их раздельный ремонт в заводских условиях и иметь минимальный потребный резерв этих модулей на компрессорных станциях.

4.1.3. Принципиальная схема использования привода в составе ГПА

На рис.4.1.2 показан продольный разрез ГПА-Ц-16. В его названии буква «Ц» означает, что нагнетатель газа представляет собой компрессор центробежного типа, а цифра «16» характеризует мощность ГПА.

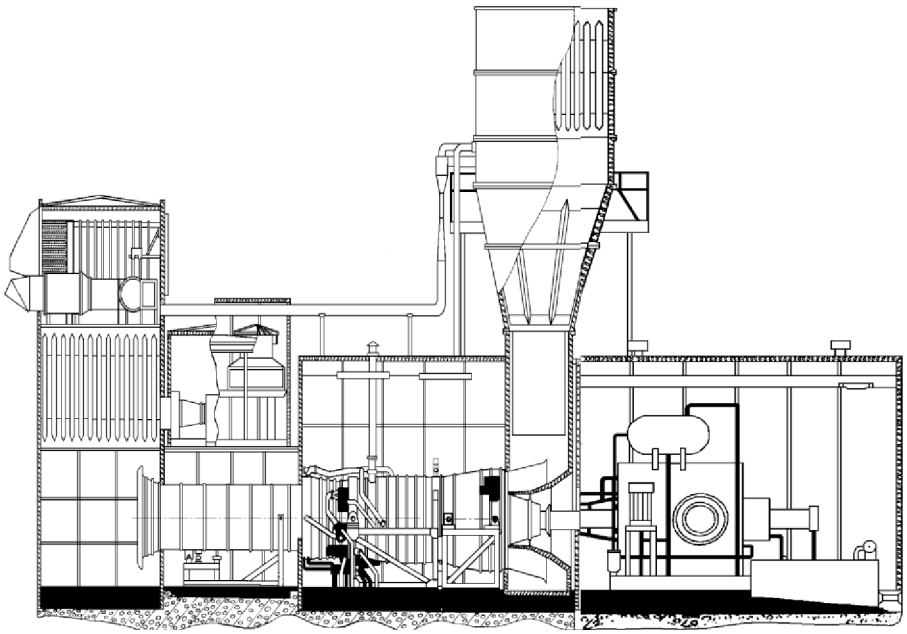


Рис. 4.1.2. Продольный разрез ГПА-Ц-16

На данном рисунке слева показана входная шахта, через которую осуществляют забор воздуха, необходимого для работы двигателя. Внутри этой шахты размещено очистительное устройство, задерживающее пыль и другие возможные загрязнения, содержащиеся во всасываемом воздухе. Перед двигателем установлен удлинённый воздухозаборник, предназначенный для обеспечения равномерного поля скоростей на входе в компрессор.

Сзади к СТ подсоединено выходное устройство (типа «улитка»). Выходной вал СТ проходит в зоне улитки сквозь выходное устройство к нагнетателю ГПА. Нагнетатель газа изображен на правой стороне рисунка.

Данный агрегат состоит из ряда автономных блоков, стыкуемых непосредственно на КС: входного воздухоочистительного устройства, турбоблока, выхлопного устройства ГТД, блока маслоагрегатов, блока маслоохладителей, блока системы автоматизированного управления, блока системы пожаротушения и др. Базовой сборочной единицей ГПА является турбоблок, в контейнере которого размещены привод и нагнетатель газа.

ГПА оснащен различными вспомогательными системами, которые обеспечивают работоспособность агрегата при температуре окружающей среды от минус 55 до плюс 45°С.

Следует обратить внимание на то, что выхлопная шахта ГПА по высоте значительно превосходит входную шахту (для того чтобы отработанные газы не могли попасть на вход двигателя).

Особенности конструкции нагнетателя центробежного типа и его узлов трения и смазки показаны на примере нагнетателя НЦ-16 [15]. Его продольный разрез дан на рис.4.1.3.

Этот нагнетатель представляет собой двухступенчатую конструкцию, установленную в цилиндрическом корпусе *1* с вертикальным разъемом. Ротор нагнетателя включает в свой состав вал *2* с напрессованными на него рабочими колесами *3* и *4* (первой и второй ступени), разгрузочным кольцом *5*, втулками уплотнений и диском *6* упорного подшипника. На приводном конце вала, воспринимающем крутящий момент от ротора СТ, расположены полумуфта *7* и зубчатая обойма *8*. Разгрузочное кольцо *5* предназначено для уменьшения величины осевой силы на роторе, воспринимаемой опорно-упорным подшипником *10*. Ротор установлен на двух подшипниках: опорном *9* и опорно-упорным *10*. Подшипники крепятся к торцевым крышкам *11* и *12* через обоймы концевых уплотнений ротора. Подшипники закры-

ты кожухами, имеющими горизонтальные разъемы. Природный газ подводят к нагнетателю во всасывающую камеру *13*, а отводят от нагнетателя из выходной камеры *14*. Конструкция нагнетателя газа рассчитана на создание высокого уровня рабочего давления. Сегодня оно составляет ~ 7 МПа, а в перспективе планируют увеличить его до 11 МПа.

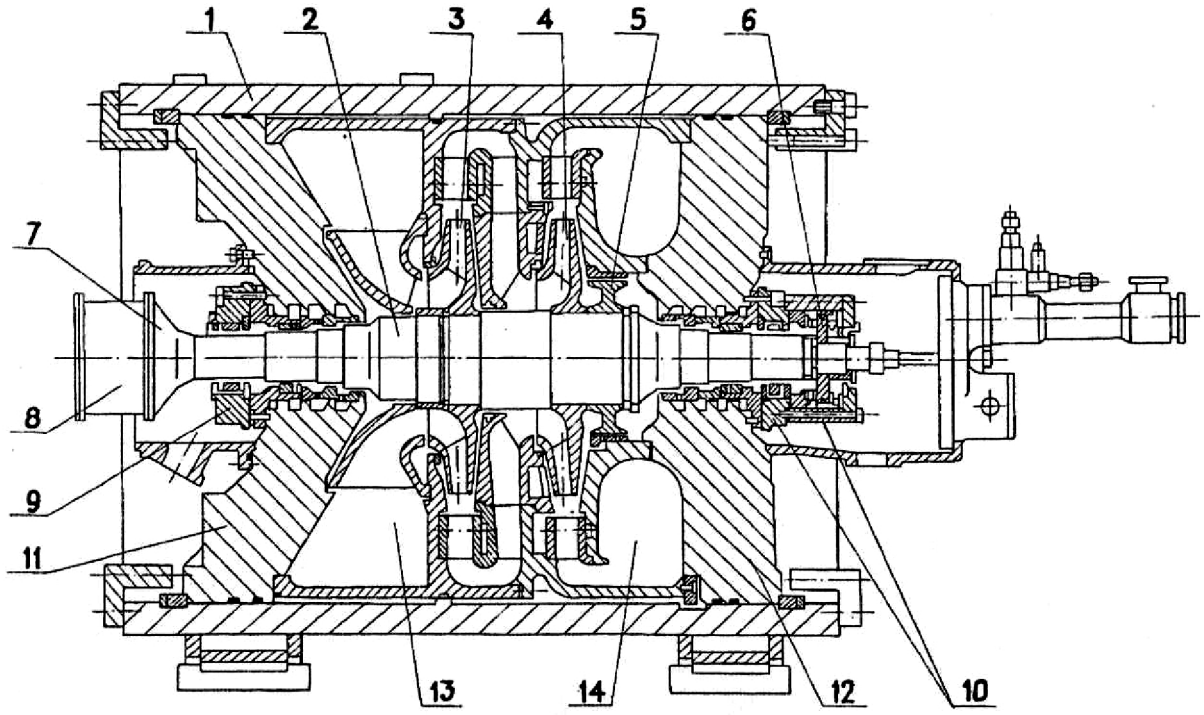


Рис. 4.1.3. Центробежный нагнетатель НЦ-16:
1 – корпус нагнетателя; 2 – вал; 3,4 – рабочее колесо; 5 – разгрузочное кольцо;
6 – диск упорного подшипника; 7 – полумуфта; 8 – обойма; 9 – опорный подшипник;
10 – опорно-упорный подшипник; 11,12 – торцевые крышки; 13 – камера всасывания;
14 – выходная камера

Большая толщина стенок корпусных деталей нагнетателя ГПА обусловлена высоким уровнем создаваемого давления газа.

4.1.4. Конструктивные особенности конвертированных приводов

Авиапроизводные ГТД, используемые в качестве приводов в ГПА, имеют одну общую особенность**:** каждый такой привод состоит из двух отдельных модулей. Первый из них, представляющий собственно модификацию базового двигателя, называют газогенератором. Второй модуль – свободная (или силовая) турбина (СТ), приводящая во вращение нагнетатель ГПА.

Газогенератор предназначен для обеспечения непрерывной подачи на вход в СТ газообразного потока с заданным расходом, давлением и температурой. Газогенератор по существу представляет собой устройство, в котором энергия, выделяемая при сжигании в его камере сгорания природного газа, превращается в тепловую и кинетическую энергию движущегося по его газовоздушному тракту потока. Вследствие срабатывания кинетической и тепловой энергии этого потока в СТ создается крутящий момент, передаваемый через торсионный вал и соединительную муфту к нагнетателю газа.

Указанные модули между собой не имеют кинематической связи. Каждый из них установлен на отдельной раме, что обеспечивает возможность их раздельной замены в случае возникновения такой необходимости в процессе эксплуатации.

4.1.4.1. Привод с одновальным газогенератором

По конструкции турбокомпрессор газогенератора может быть как одновальным, так и двух- или трехвальным. Так, на рис. 4.1.4 показана конструкция двигателя НК-12СТ с одновальным турбокомпрессором. Следует отметить, что это был первый газотурбинный привод, созданный в СССР в начале 70-х годов прошлого столетия по инициативе и под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова.

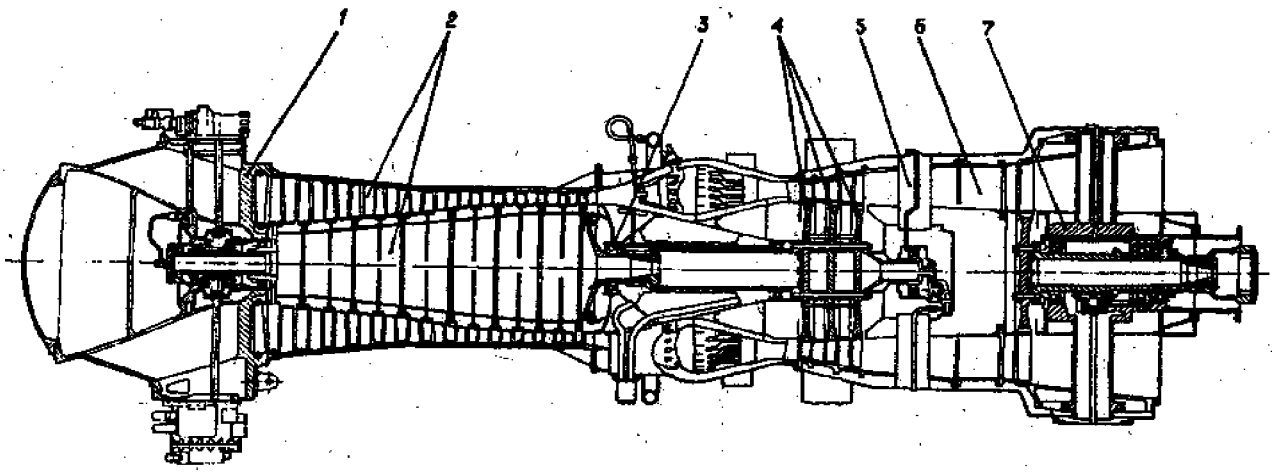


Рис. 4.1.4. Продольный разрез двигателя НК-12СТ:
1 – передняя опора; 2 – компрессор; 3 – средняя опора; 4 – турбина газогенератора;
5 – задняя опора; 6 – проставка между турбинами; 7 – турбина СТ

При сравнении конструкции этого привода с базовым ТВД НК-12 (см. рис.1.1.6) следует обратить внимание на то, что при конвертировании двигателя отпала необходимость в редукторе, который передавал основную долю мощности на винты. А это привело к тому, что в турбине газогенератора оказалось достаточным трёх ступеней (вместо пяти у базового двигателя). Новым узлом привода стала силовая турбина.

4.1.4.2. Приводы с двухвальными газогенераторами

4.1.4.2.1. Привод первого поколения

Первый авиапроизводный привод «НК» с двухвальным газогенератором был создан в конце 70-х годов на базе ТРДД НК-8-2У. Конвертирование производили с использованием материальной части двигателей, отработавших ресурс на самолёте Ту-154.

Конструкция этого привода показана на рис. 4.1.5. Турбокомпрессор газогенератора состоит из двух каскадов, условно названных каскадом низкого давления (НД) и каскадом высокого давления (ВД).

Следует обратить внимание на некоторые конструктивные особенности этого привода. По сравнению с базовым ГТД он стал одноконтурным газотурбинным двигателем типа турбовального (ТВаД). У него, как и у всех авиапроизводных ГТД, на выходе из СТ происходит полное расширение газов, которые отводятся в выхлопную шахту. Так как они имеют высокую температуру, то возможна утилизация тепла выхлопных газов, например путём установки в поток газа парового котла [9].

У двигателя НК-16СТ обрезаны лопатки вентилятора. Теперь он направляет воздух только в оставшийся внутренний контур двигателя (рис. 4.1.6).

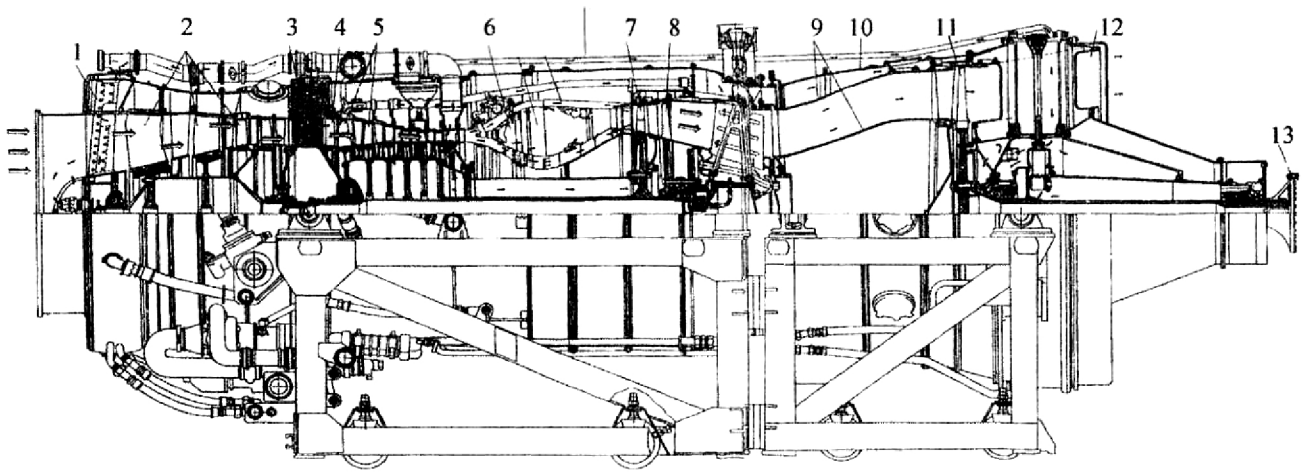


Рис. 4.1.5. Конструкция двигателя НК-16СТ:
1 – ВНА; 2 – КНД; 3 – средняя опора; 4 – РНА; 5 – КВД; 6 – камера сгорания; 7 – ТВД газогенератора; 8 – ТНД газогенератора; 9 – соединительные оболочки тракта СТ; 10 – наружная оболочка СТ; 11 – одноступенчатая силовая турбина; 12 – опора СТ; 13 – выходная муфта вала СТ

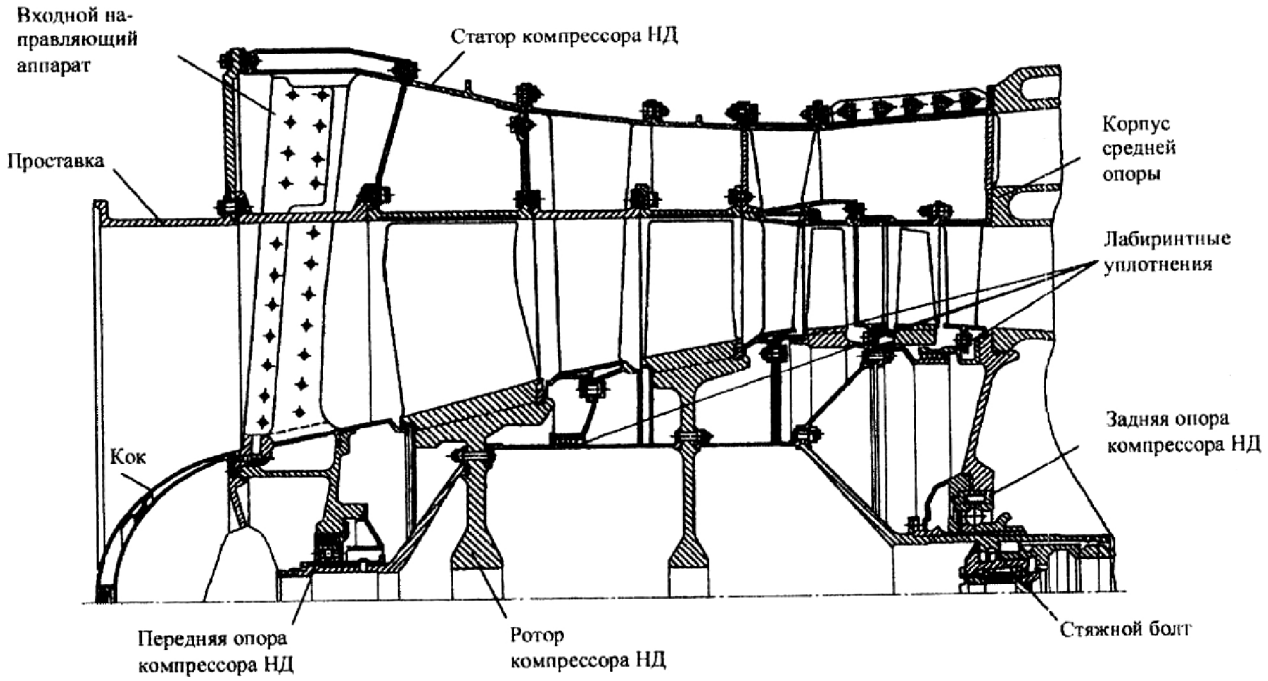


Рис. 4.1.6. Компрессор НД двигателя НК-16СТ

В кольцевой полости между оболочкой газогенератора и сохранённой от базового ТРДД оболочкой наружного контура в сторону СТ движется поток охлаждающего воздуха, отбираемого за первым рабочим колесом компрессора.

Конструкция камеры сгорания приспособлена для использования в качестве топлива природного газа. В состав камеры сгорания входит наружный корпус, жаровая труба, внутренний корпус и два воспламенителя. Жаровая труба – кольцевого типа, в ее фронтовой части по окружности в один ряд расположены 32 газовые форсунки с завихрителями.

У второй ступени турбины НД отсутствуют рабочие лопатки (рис. 4.1.7), так как для привода вентилятора с обрезанными лопатками требуется гораздо меньшая мощность, чем

для вентилятора базового ТРДД. А диск второй ступени ТНД оставлен в прежнем виде для того, чтобы не вносить существенных изменений в конструкцию ротора НД.

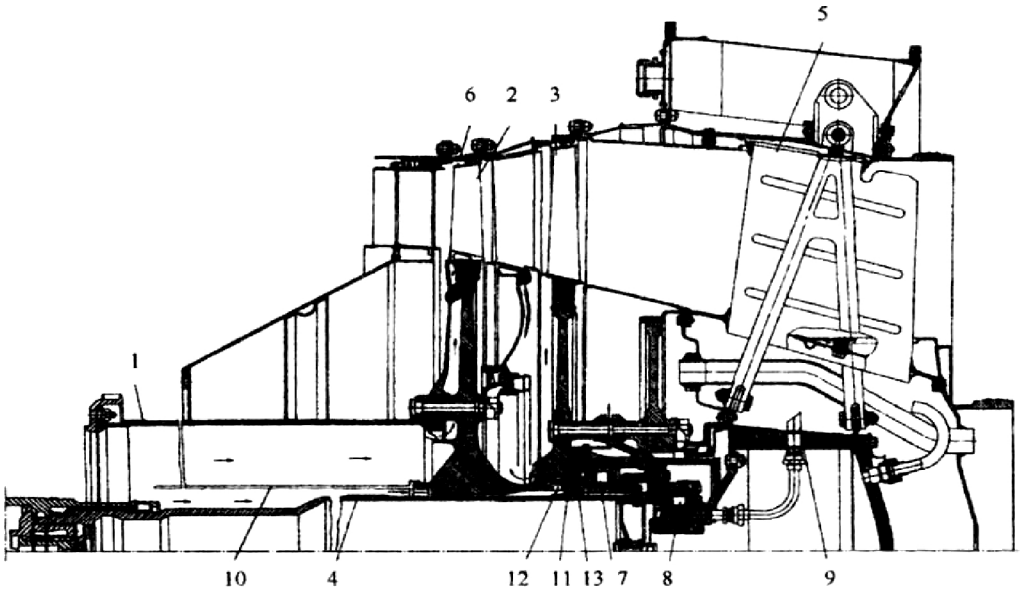


Рис. 4.1.7. Турбина газогенератора двигателя НК- 16СТ:
1 – вал турбины ВД; 2 – турбина ротора ВД; 3 –турбина ротора НД; 4 – вал турбины НД; 5 – опора турбины ГГ; 6 – корпус турбины; 7 – межвальный подшипник; 8 – подшипник ротора НД; 9 – трубопровод подвода масла; 10 – труба для подвода воздуха; 11 – лабиринтная крышка; 12, 13 – гайка

Ещё одним важным отличием рассматриваемой турбины от исходной конструкции турбины двигателя НК- 8-2У является то, что у неё внутри масляной полости опоры не сохранили ранее размещаемое там рабочее колесо суфлёра. А суфлирование этой масляной полости у двигателя НК-16СТ осуществлено с использованием выносного суфлёра, расположенного на коробке приводов двигателя. Кроме того, откачивающий насос, размещённый у базового двигателя в нижней части внутреннего корпуса опоры турбины, был исключён из конструкции турбины газогенератора двигателя НК-16СТ. А откачку масла из этого узла осуществляют с помощью выносного насоса, расположенного на коробке приводов. В соответствии с этим было внесено изменение в конструкцию и в прокладку трубопроводов суфлирования и откачки масла из опоры турбины газогенератора.

Можно отметить, что упомянутый суфлёр и откачивающий насос у двигателя НК-16СТ были объединены в агрегат с общим корпусом и единым приводом. Аналогичный агрегат был предусмотрен и для опоры СТ двигателя НК-16СТ.

Данный агрегат получил название «суфлёр – насосы». Его конструкция показана на рис. 4.1.8. Такое конструктивное решение оказалось весьма удачным, и при разработке масляных систем всех последующих типов наземных приводов «НК» данный агрегат использовали для откачки масла и суфлирования опор турбин газогенераторов и СТ.

Возможность замены агрегата в случае его отказа соответствует выполнению требования обеспечения эксплуатационной технологичности.

Так как состав приводных агрегатов у двигателя НК-16СТ иной, чем у базового двигателя, то возникла необходимость внесения изменений в конструкцию коробки приводов агрегатов. При этом рабочее колесо суфлёра опор компрессора, встроенное внутри коробки, было оттуда удалено, а вместо него снаружи на коробку приводов был установлен вновь спроектированный выносной суфлёр. Кроме того, на коробку приводов было установлено ещё два агрегата типа «суфлёр-насос».

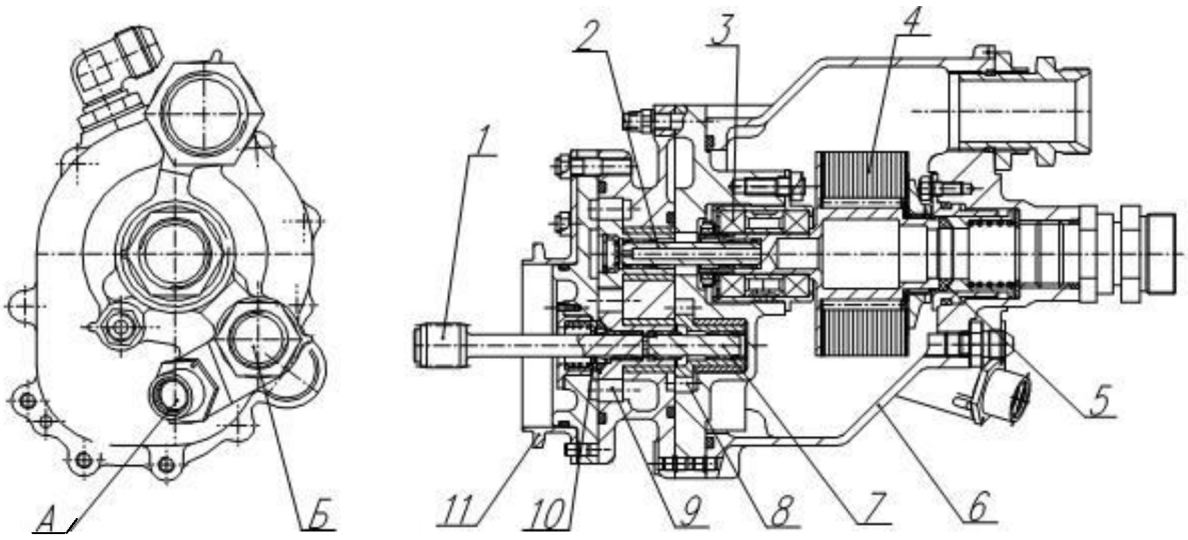


Рис. 4.1.8. Конструкция агрегата «суфлёр - насосы»:
А – место установки приемника температуры; Б – канал подвода масла к откачивающему насосу; 1, 2, 7 – рессора; 3 – подшипник; 4 – рабочее колесо суфлёра; 5, 10 – контактное уплотнение; 6 – корпус суфлёра; 8 – насос, откачивающий масло из опоры ротора; 9 – насос, откачивающий из корпуса суфлёра отделённое масло; 11 – фланец крепления агрегата на коробке приводов

Подачу масла к подшипникам ротора СТ у рассматриваемого двигателя производят с помощью автономного нагнетающего насоса, также установленного на коробке приводов.

Одноступенчатая силовая турбина выполнена в виде отдельного модуля. Соединение узла СТ с задней опорой газогенератора телескопическое. Её рабочее колесо относительно опоры расположено консольно, а ротор турбины вращается на подшипниках, разнесенных на значительное расстояние друг от друга. Крутящий момент от СТ к нагнетателю передаётся через торсионный вал и соединительную муфту.

Из всех систем двигателя наибольшее изменение претерпела система топливопитания и регулирования в связи со сменой вида топлива. Система подачи топливного газа в камеру сгорания двигателя включает в себя стопорный клапан, дозатор газа, трубопроводы, объединяющие агрегаты системы с коллектором камеры сгорания (стопорный клапан функционирует по сигналам централизованной автоматической системы управления технологическими процессами газоперекачивающего агрегата). Основными агрегатами, обеспечивающими программу регулирования, являются дозатор газа и регулятор частоты вращения ротора НД.

Газогенератор и СТ двигателя смонтированы на отдельных силовых рамах. На них предусмотрены щитки, на которых смонтирована арматура соединительных элементов коммуникаций масляной системы, а также систем регулирования и контроля работоспособности привода. Перед отправкой привода на компрессорную станцию эту арматуру закрывают технологическими заглушками, а при установке двигателя в ГПА производят стыковку указанных соединительных элементов с коммуникациями соответствующих систем агрегата.

4.1.4.2.2. О совершенствовании газотурбинных приводов

Двигатели НК-12СТ и НК-16СТ являются приводами первого поколения. Их отличает сравнительно низкий уровень газодинамических параметров**:** степень сжатия воздуха в компрессоре, соответственно, 9 и 12.7 и температура газов перед турбиной – 975 и 1260К. А их КПД имеют величины 25,6 и 29%.

Количество этих двух типов двигателей, эксплуатируемых на компрессорных станциях, исчисляется сотнями. Вследствие низких величин КПД при использовании этих приводов

5 – 10 % транспортируемого по магистральным трубопроводам газа сжигается в двигателях. Поэтому повышение КПД во вновь разрабатываемых приводах до 35 – 38% является актуальной задачей. Необходимым условием для ее решения является повышение уровня параметров цикла ГТД как тепловой машины**:** прежде всего температуры газогенератора (т.е. на выходе из камеры сгорания) и степени сжатия воздуха в компрессоре. Вторым направлением повышения эффективности двигателей является усложнение их кинематической схемы, т.е. переход на использование многовальных приводов с высокими оборотами ротора. Использование двух- и трехвальных турбокомпрессоров связано со стремлением разработчика двигателя повысить степень сжатия в компрессоре определенной длины путем увеличения угловой скорости вращения его средних и последующих ступеней, что позволяет повысить эффективный КПД двигателя.

В 90-е годы прошедшего столетия в связи с переходом к рыночной экономике практически все опытно-конструкторские бюро России и Украины, занимающиеся созданием ГТД для авиации или для морских судов, начали работу по конвертированию серийных двигателей для использования их на ГПА. Так, были созданы следующие конвертированные авиационные ГТД**:** НК-14СТ (СКБМ, г. Самара), НК-36СТ и НК-38СТ (ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова»», г. Самара), ПС-90ГП-1 и ПС-90ГП-2 (ПНПП «Авиадвигатель», г. Пермь), АЛ-31СТ (ОАО «А. Люлька – Сатурн», г. Москва), Д-336-1/2 (ЗМБК «Прогресс», г. Запорожье). Кроме того, в НПО «Машпроект» (г. Николаев) на базе судового ГТД была разработана газоперекачивающая установка ГПУ-16А с газотурбинным приводом ДТ-71п мощностью 16 МВт.

На рис. 4.1.9. показана конструкция двигателя НК-38, имеющего мощность 16 МВт. По сравнению с приводом НК-16СТ у него более высокий уровень параметров термодинамического цикла и КПД (38%). Давление воздуха за компрессором у него 2,68 МПа. Камера сгорания двухзонная с 11 выносными жаровыми трубами, образующими дежурную зону горения, и 44 горелками основной зоны горения.

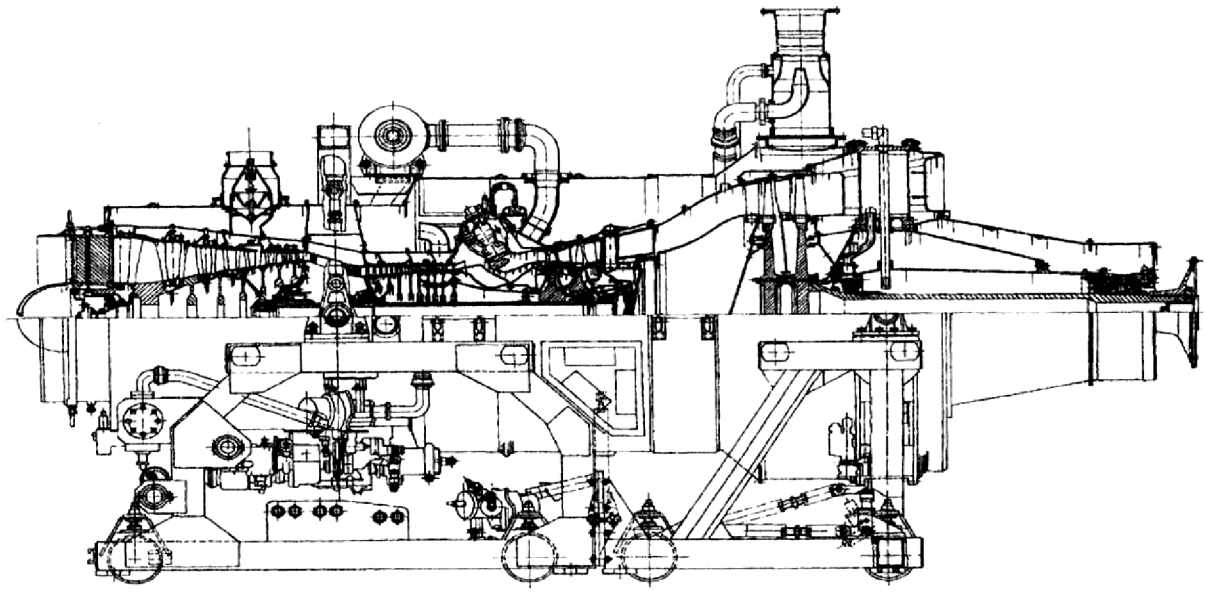


Рис. 4.1.9. Газотурбинный двигатель НК-38

Этот ГТД был создан на базе газогенератора винтовентилятора двигателя НК-93. . В настоящее время он находится в опытной эксплуатации в составе ГПА «Волга».

Промышленное производство данного привода осуществляет казанское моторостроительное предприятие. Оно же изготавливает и ГПА «Волга», конструкция которого была разработана в Татарстане.

4.1.4.3. Привод с трёхвальным газогенератором

Среди авиапроизводных приводов наиболее сложную конструкцию имеет двигатель НК-36СТ (рис. 4.1.10).

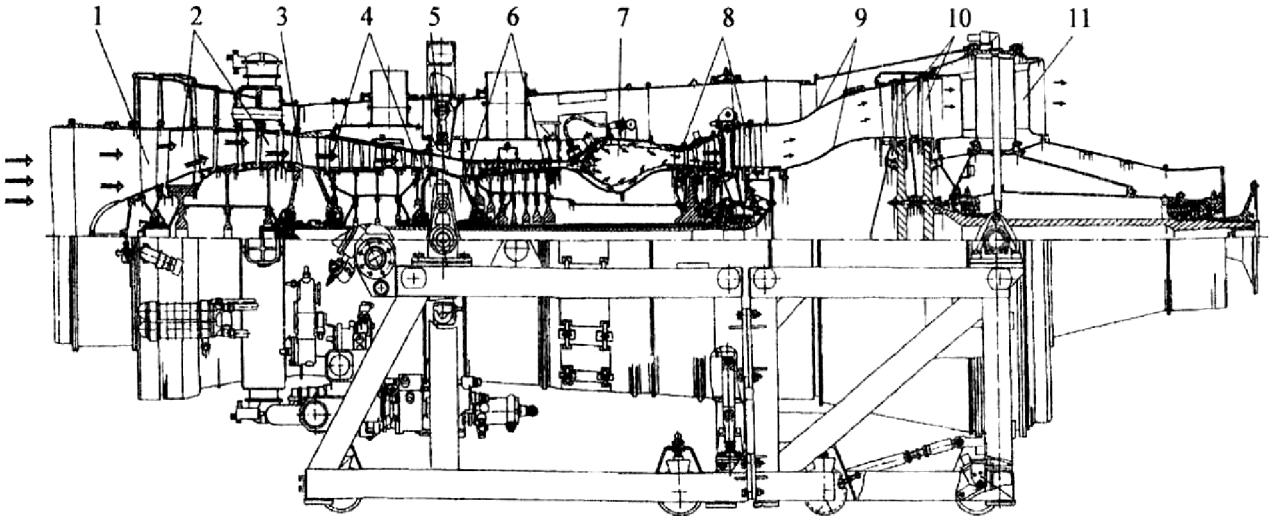


Рис. 4.1.10. Газотурбинный привод НК-36СТ

Данный двигатель был создан на базе трёхвального ТРДД НК-25. У конвертированного привода (так же как и у НК-16СТ) обрезаны по высоте лопатки вентилятора, в связи с чем на последней ступени турбины газогенератора рабочие лопатки не установлены. Турбина СТ двухступенчатая.

Двигатель НК-36СТ отличается высоким уровнем теплонапряженности элементов турбины газогенератора. Причём при разработке его конструкции критичным оказалось не тепловое состояние дисков и лопаток турбины, а то, что межкаскадная опора турбины газогенератора, как и у базового двигателя (рис. 2.4.32 и 2.4.33), расположена в высокотемпературной зоне. Подшипники всех трёх роторов размещены в общей масляной полости, а трубопроводы подачи и слива масла, а также трубопроводы суфлирования масляной полости опоры проходят через раскалённые добела полые лопатки третьего соплового аппарата турбины. Поэтому для тепловой защиты этих коммуникаций потребовалось принимать специальные меры конструктивного и технологического характера, чтобы в них не происходило термического разложения масла и нагарообразования. В связи с этим необходимо сделать определённое разъяснение, связанное с использованием масел в масляных системах авиапроизводных ГТД.

4.1.4.3.1. Обеспечение надёжности узла смазки турбины газогенератора

У приводов первого поколения, кроме минеральных авиационных и судовых масел, допускалось к применению и низкосортное турбинное масло Тп-22с. Это было возможным потому, что температура наиболее нагретых элементов, контактирующих с маслом у двигателей НК-12СТ и НК-16СТ, не превышала 160°С, а указанные масла допускают величину температуры стенок масляных полостей опор до 200°С.

У разработчиков привода одним из правил является следующее положение: если стенки масляной полости наиболее нагретой опоры (в том числе стенки каналов подачи, слива масла и трубопроводов суфлирования) имеют температуру более 200°С и ее не удается снизить конструктивными средствами, то для такого ГТД должны быть использованы более термостойкие масла по сравнению с турбинным.

В середине 90-х годов по заказу ОАО «Газпром» для теплонапряженных газотурбинных приводов было создано новое масло, получившее название «Петрим» (ТУ 38.401-58-245-99). По сравнению с маслом Тп-22с оно отличается повышенной термостабильностью и допускает более высокую температуру стенок опор, омываемых маслом (до 270°С). Кроме этого, следует иметь в виду, что в случае необходимости разработчики приводов могут использовать более термостабильные (но и значительно более дорогие) синтетические авиационные масла ИПМ-10 (ТУ 38.101299-90) и ВНИИ НП 50-1-4у (ТУ 38.401-58-12-91), способные выдерживать тепловое воздействие при контакте со стенками элементов конструкции, нагретыми до 290°С.

Так, например, в опоре турбины газогенератора ГТД НК-36СТ при работе привода на максимальном режиме температура стенок корпуса подшипников имеет приемлемую величину (не более 200°С). Но в данной опоре элементами, определяющими критичность её теплового состояния, являются радиальные трубопроводы подачи и слива масла, а также системы суфлирования масляной полости опоры турбины, которые выходят на оболочку двигателя через полые сопловые лопатки, расположенные в газовом тракте. А температура этих лопаток при работе на расчётном режиме имеет уровень 750-800°С, т.е. указанные трубопроводы проложены внутри раскаленных добела лопаток. В условиях ограниченного пространства, используя экранирование труб и внешнее охлаждение (за счет продувки воздухом), на рабочих режимах разработчикам указанного двигателя удалось обеспечить допустимое тепловое состояние этих радиальных трубопроводов. Наиболее нагретыми являются трубопроводы суфлирования. При работе привода они имеют температуру около 270°С.

Очевидно, что для двигателя НК-36СТ, привода второго поколения, может быть использовано только масло, имеющее высокую термоокислительную стабильность. Но при выборе сорта масла, кроме рабочих режимов, должна быть учтена ещё одна важная особенность: в обязательном порядке должен быть принят во внимание характер изменения температур контактирующих с маслом наиболее нагретых элементов опоры турбины после аварийного выключения двигателя (АВД). Такой вид выключения двигателя на компрессорных станциях вовсе не редок, особенно при проведении пусконаладочных работ на ГПА, в процессе введения его в эксплуатацию. АВД может быть связано с возникновением опасной ситуации**:** повышенной загазованностью в зоне привода, резким падением давления масла в масляной системе привода или нагнетателя, уменьшением перепада давления на уплотнениях газового нагнетателя и др.

АВД представляет собой экстренное прекращение подачи топлива в камеру сгорания, вследствие чего происходит резкая остановка двигателя с рабочего режима, характеризуемого высокими уровнями оборотов, и всех параметров в его газовом тракте.

При нормальной остановке прежде всего снижают режим работы двигателя, переведя его на минимально возможный – «малый газ». На этом режиме, в соответствии с руководством по технической эксплуатации, привод работает примерно пять минут, после чего производят его выключение. За время работы на «малом газе» все элементы привода в разной степени охлаждаются до приемлемого уровня.

А при АВД в момент выключения двигателя стенки масляной полости опоры турбины газогенератора будут значительно холоднее других элементов турбины, а лопатки соплового аппарата, связанного с опорой, будут раскалены. Поэтому после АВД за счет теплопроводности деталей (ротора и статора) в турбине будет происходить выравнивание поля температур, которое неизбежно приведёт к увеличению температуры стенок масляной полости данной опоры, и особенно трубопроводов, проложенных внутри полых сопловых лопаток третьей ступени турбины газогенератора.

На рис. 4.1.11 показано изменение температуры стенок радиального трубопровода суфлирования и корпуса подшипников опоры турбины газогенератора двигателя НК-36СТ при нормальном (кривые *1* и *2*) и аварийном (кривые *3* и *4*) остановах привода.

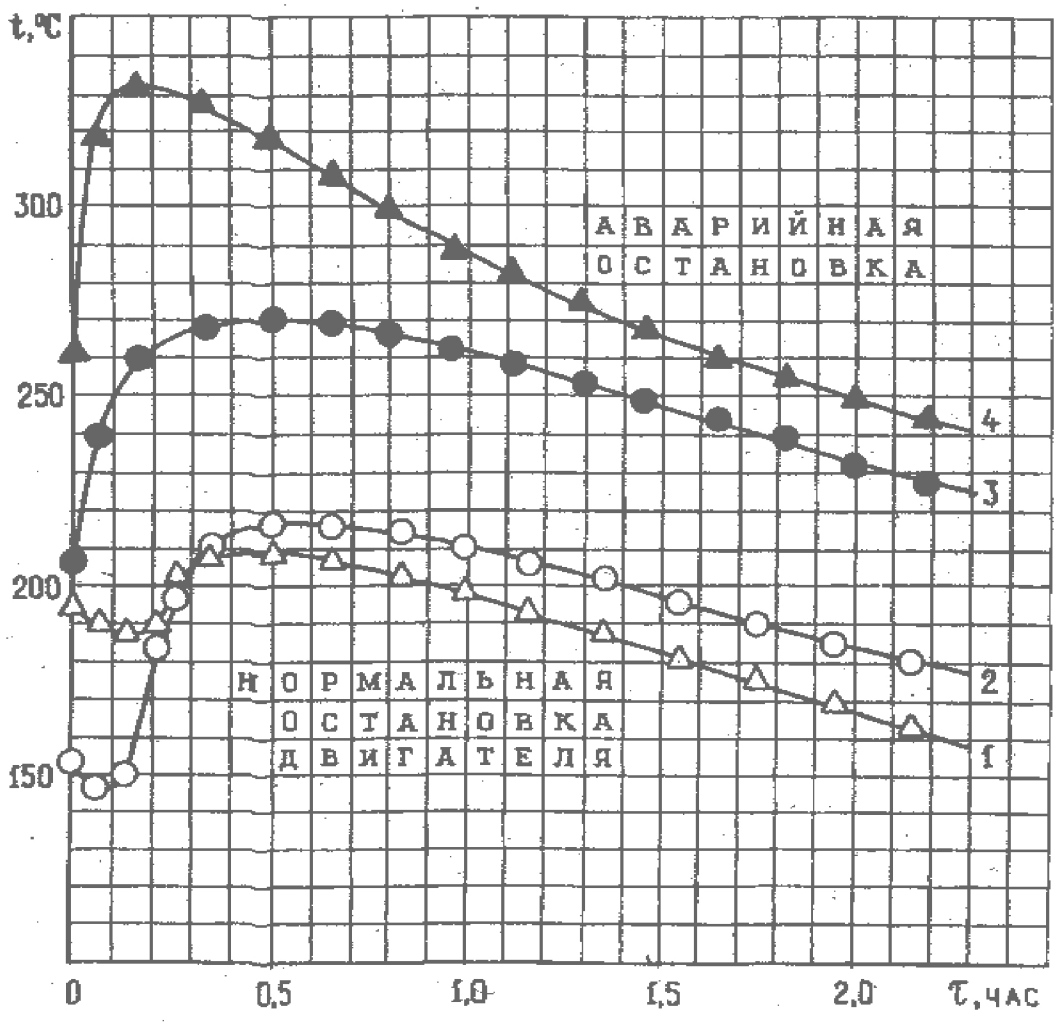


Рис. 4.1.11. Тепловое состояние элементов опоры турбины газогенератора после останова двигателя:
1, 4 – температура стенок труб суфлирования;
2, 3 – температура стенок корпуса подшипников

Как видно из данного рисунка, после нормальной остановки в течение 30 – 40 минут происходит некоторое повышение температуры вышеуказанных элементов, а затем плавное снижение в течение нескольких часов. При АВД исходная неравномерность поля температур в турбине оказывается значительно более резкой. Так, у двигателя НК-36СТ на рабочем режиме лопатки первых двух ступеней и сопловые лопатки третьей ступени турбины газогенератора раскалены до температуры $\geq 750°C$. По сравнению с ними масляная полость и корпус подшипников опоры турбины являются « холодными». Поэтому после АВД вследствие высокого градиента температур от наиболее нагретых элементов турбины (прежде всего лопаток и дисков рабочих колес) за счет теплопроводности и конвекции интенсивный тепловой поток устремляется к наиболее холодным узлам и деталям. И это приводит к резкому росту температуры стенок в масляной полости опоры турбины.

Как видно, температура стенок трубопроводов суфлирования опоры турбины после АВД превышает допустимый уровень для синтетических масел (300°), поэтому в указанных

трубах будет отлагаться нагар масла. Толщина этих отложений по мере очередных АВД будет увеличиваться, вызывая заужение проходных сечений труб. Это в конечном счете, приведет к нарушению работоспособности системы суфлирования, а следовательно, и масляной системы.

Во избежание этого в конструкции ГТД НК-36СТ предусмотрено специальное устройство для охлаждения внутреннего корпуса опоры турбины и трубопроводов суфлирования воздухом от стационарного источника (компрессора или воздушного баллона). Продувка воздухом (50г/с) осуществляется не менее 30 мин. Данное устройство автоматически включается сразу же после АВД. Максимальный уровень температуры стенок рассматриваемых элементов опоры турбины при этом снижается**:** у корпуса подшипников – не более 203°С, а у труб суфлирования – не более 260°.

В ОАО «СНТК им. Н.Д.Кузнецова» на данное устройство получен патент на изобретение.

Таким образом, при выборе сорта масла для привода должно быть учтено температурное состояние наиболее нагретых элементов, контактирующих с маслом, не только на рабочем режиме, но и после АВД (особенно в том случае, если не предусмотрено принудительное воздушное охлаждение опоры турбины газогенератора). В масляной системе двигателя НК-36 используют масло марки «Петрим», а в качестве дублирующих в ТУ на двигатель включены масла ИПМ-10 и ВНИИ НП -50-1-4у.

4.1.4.3.2. Обеспечение эффективного охлаждения масла

Одной из отличительных особенностей привода с трёхвальным газогенератором является высокий уровень подвода тепла к маслу внутри двигателя. Так, например, в ТУ двигателя НК-36СТ допустимая норма величины теплоотдачи в масло составляет 170 кВт. Такое количество тепла необходимо отводить от масла, циркулирующего по замкнутому контуру масляной системы двигателя. В составе оборудования ГПА предусмотрены специальные воздушно-масляные теплообменники, осуществляющие охлаждение масла. Такие маслоохладители, получившие название «агрегат воздушного охлаждения масла» (АВОМ), выпускает специализированное предприятие ОАО «Газхолодтехника» (г.Москва).

Но воздушное охлаждение имеет целый ряд специфических недостатков. В частности, АВОМ имеют большие габаритные размеры вследствие сравнительно низкого уровня коэффициента теплопередачи в таких агрегатах. Так, например, используемый для охлаждения масла в масляной системе двигателя НК-36СТ воздушно-масляный теплообменник (АВОМ 100.1.8п-П) имеет габаритные размеры 2810х1550х1895мм. Причём для обеспечения возможности его функционирования необходима принудительная продувка воздуха через теплопередающие элементы (с помощью вентиляторов), что требует затраты электроэнергии. К тому же для поддержания заданного уровня температуры масла при изменении температуры атмосферного воздуха в широком диапазоне (от минус 50° С до плюс 45° С) должна быть предусмотрена возможность управления работой вентиляторов. Эти и некоторые другие недостатки заставляют искать более рациональное техническое решение для осуществления охлаждения масла. К результатам такого поиска следует отнести рассмотрение возможности использования в качестве хладагента топливного газа, поступающего в камеру сгорания двигателя.

Применение газомасляного теплообменника даст возможность утилизировать тепло из масляной системы, так как оно подводится к топливу, поступающему в камеру сгорания двигателя. Тем самым это тепло возвращается в термодинамический цикл ГТД, тогда как при использовании АВОМ нагретый воздух уносит тепло в атмосферу. К тому же, как было отмечено выше, при эксплуатации АВОМ в широком диапазоне температуры окружающей

среды с целью поддержания температуры масла на оптимальном уровне необходима система управления работой вентиляторов, обеспечивающая возможность соответствующего изменения расхода воздуха через матрицу теплообменника. В связи с этим вентиляторы и указанная система управления потребляют для собственных нужд еще до 19 кВт электроэнергии. В итоге суммарные потери тепла при использовании в двигателе НК-36СТ в качестве маслоохладителя АВОМ достигают ~ 19 кВт.

А при использовании ГМТ нет необходимости управления его работой, т.к. величина температуры газа на входе в теплообменник изменяется в узком диапазоне – от 4 до 45°С. Следует также отметить, что, в отличие от АВОМ, при эксплуатации ГМТ нет необходимости в течение установленного ресурса производить регламентные работы, связанные с его обслуживанием.

Таким образом, очевидно, что с точки зрения технических и эксплуатационных характеристик сравниваемых типов маслоохладителей предпочтение следует отдать газомасляному теплообменнику. По сравнению с воздушным охлаждением масла использование газомасляного теплообменника обеспечивает ряд преимуществ:

- утилизируется тепло, выносимое из двигателя маслом (т.к. в теплообменнике происходит подогрев газа перед поступлением его в камеру сгорания);
- уменьшаются габариты и масса маслоохладителя, т.к. в нем более интенсивно происходит процесс теплообмена (за счет высокой плотности и большого расхода газа);
- упрощается обвязка системы трубопроводами;
- исключается необходимость в электроприводном вентиляторе (с помощью которого осуществляется проток воздуха через АВОМ);
- происходит некоторое увеличение КПД двигателя за счет подогрева газа, поступающего в камеру сгорания (на ~ 0,2 %);

Перспективно предложение специалистов ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» об осуществлении охлаждения масла в газомасляном теплообменнике (ГМТ) отраслевым НИИ газовой промышленности. На основании этого совместно с разработчиком теплообменной аппаратуры ОАО «НПО Гелиймаш» (г. Москва) было оформлено техническое задание на разработку такого теплообменника. Конструкция разработанного на указанном предприятии ГМТ для съёма 170 кВт тепла получилась весьма компактной**:** длина теплообменника 1м, а диаметр 306 мм. По размерам и техническим характеристикам ГМТ значительно превосходит агрегат воздушного охлаждения (АВОМ), рассчитанный на аналогичную величину теплосъёма. В качестве теплопередающего элемента в ГМТ использованы трубки Ø10 мм из нержавеющей стали с толщиной стенки 1 мм.

Как видно, при использовании ГМТ может быть получен существенный выигрыш в габаритах и массе агрегата. При этом такой тип маслоохладителя предпочтительнее и в экономическом плане. В частности, применительно к ГПА мощностью 25 МВт стоимость ГМТ не превышает 250 тыс. руб., в то время как АВОМ стоит втрое дороже.

В настоящее время первый образец ГМТ проходит испытания в составе ГПА на одной из компрессорных станций. При положительном заключении о результатах проводимой проверки надо надеяться, что ГМТ найдут широкое применение во вновь создаваемых ГПА.

4.1.5. Об основных технических данных газотурбинных приводов ГПА

В настоящее время в газовой промышленности по количеству приводов ГПА, созданных на базе авиационных или судовых ГТД, на первом месте находятся двигатели марки «НК». С их использованием перекачивают третью часть газа, транспортируемого по магистральным трубопроводам СНГ.

Основные параметры этих двигателей приведены в табл. 4.1.1.

Таблица 4.1.1

Двигатель ⇒ Параметр ⇓		НК-12СТ	НК-16СТ	НК-36СТ	НК-38СТ
Мощность, МВт		6,3	16	25	16
Эффективный КПД, %		26,1	29	36,4	38
Частота вращения n, об/мин	ротор НД	8 200	5 270	5 005	11 850
	ротор ВД		6 910	9 480	15 030
	ротор СД			7 200	-
	ротор СТ	5 850	5 300	5 000	5 300
Расход топливного газа, кг/ч		1 820	4 052	5 163	3 046
Расход газа на выхлопе, кг/с		56	102	101,4	54,6
Масса привода (с рамой), кг		3 500	7 800	8 690	5 900

Из приведенных данных, в частности, можно увидеть, что двигатель НК-38СТ при одинаковой мощности с НК-16СТ расходует гораздо меньшее количество газа за счёт более высокого КПД его термодинамического цикла. Следует также обратить внимание на величины массы двигателей. По этому показателю эти ГТД оказались весьма привлекательными для использования их в труднодоступных регионах, где применение стационарных газовых турбин экономически нецелесообразно.

В табл. 4.1.2 приведена дополнительная информация, относящаяся к указанным приводам, а также названы типы газоперекачивающих агрегатов, на которых установлены эти двигатели.

Таблица 4.1.2

Тип двигателя	Тип агрегата	Год начала эксплуатации	Мощность, кВт	Эффективный КПД, %
НК-12СТ	ГПА-Ц-6,3	1974	6 300	26,1
НК-14СТ	ГПА-Ц-6,3	1995	8 000	32
НК-16СТ	ГПА-Ц-16	1982	16 000	29
НК-16-18СТ	ГПА-Ц-16	1996	18 000	31
НК-36СТ	ГПА-Ц-25	1994	25 000	36,4
НК-38СТ	ГПА-Ц-16Р	1997	16 000	38
	ГПА-16 «Волга»	2000	16 000	38

Что касается более глубокого ознакомления с особенностями конструкции узлов и систем авиапроизводных приводов ГПА, то соответствующая информация наиболее полно представлена в [9]. В этом источнике содержатся сведения не только о двигателях «НК», но также и о других конвертированных приводах, созданных на базе авиационных и судовых ГТД. Кроме того, рассмотрены вопросы, связанные с повышением эффективного КПД газотурбинных приводов, с утилизацией тепла выхлопных газов и др.

Интересно отметить, что при согласовании ТЗ на разработку новых типов приводов ГПА заказчики из ОАО «Газпром» довольно легко могут согласиться с лишней тонной массы двигателя, но что касается его КПД, то здесь они занимают весьма жесткую позицию. И это обусловлено не только экономическими соображениями, а также тем, что в условиях

появившейся в последние годы конкуренции между разработчиками приводов у заказчиков появилась возможность диктовать им более сложные технические требования к создаваемым ГТД.

Так, к примеру, 30 лет тому назад при создании двигателя НК-16СТ между его разработчиком и заказчиком была согласована величина допустимой нормы часового расхода масла в эксплуатации – не более 1,5 кг/ч. Тогда заказчики согласились с этим, так как в то время у стационарных ГТД часовой расход масла был до 3 кг/ч. А вот двадцатью годами позже для более теплонапряженного привода НК-36СТ, имеющего по сравнению с НК-16СТ в полтора раза большую мощность, заказчики выдвинули требование о снижении нормы расхода масла – не более 0,6 кг/ч. Их совсем не интересовало, что у ГТД с трёхвальным газогенератором для выполнения этого требования конструкция должна быть существенно усложнена, а это может негативно отразиться на его надёжности. Здесь логика эксплуатационников весьма проста**:** при средней годовой наработке ГПА ~ 5000 часов на имеющемся парке таких приводов можно сэкономить много тонн масла, стоимость которого более 150 рублей за килограмм.

4.1.6. О некоторых особенностях эксплуатации газотурбинных приводов ГПА

Газоперекачивающие агрегаты относятся к установкам долговременного использования. У них общий технический ресурс (до списания) достигает 100 тыс. ч. Однако отдельные конструктивные элементы ГПА имеют ограниченный ресурс, после выработки которого они подлежат замене. Так, например, приводы, созданные на базе газотурбинных двигателей авиационного или судового типа, могут иметь общетехнический ресурс 30 – 40 тыс. ч, т.е. в пределах «жизни» ГПА привод должен быть заменен 2 – 3 раза.

По статистике ГПА как установка базового назначения находится в работе 5500 – 6500 часов в год, при этом его средняя нагрузка близка к номинальной (исключение составляют некоторые КС специального назначения, например для распределительных газопроводов, станций подземного хранения газа и др., где газовое время использования агрегатов меньше). Число пусков за год невелико и составляет 10 – 15 раз в год.

Эксплуатацию ГПА осуществляют с использованием автоматической системы технологических процессов (АСУ ТП). В неё в виде отдельного блока входит система автоматического управления двигателем. Причём установление рабочих режимов двигателя полностью зависит от конкретных условий осуществления перекачки газа.

Как было отмечено, для обеспечения надёжности двигателя его оснащают множеством датчиков, позволяющих контролировать уровень его основных параметров и наблюдать за динамикой их изменения. Контроль параметров производят с записью, которую сохраняют в течение определённого времени.

Кроме непрерывной записи величин контролируемых параметров, для оператора предусмотрена сигнализация об отклонении их от допустимой нормы. При поступлении предупредительного сигнала он должен убедиться в правильности поданного сигнала и действовать в соответствии с руководством по эксплуатации двигателя. А при срабатывании аварийной сигнализации двигатель должен быть немедленно остановлен путём перекрытия стопкраном поступления газа в камеру сгорания.

В конструкции двигателя предусмотрена установка датчиков системы контроля, параметров, диагностики состояния его работоспособности и защиты. Принципиальная схема блока автоматического контроля двигателя НК-16СТ показана на рис. 4.1.12.

В перспективе в ОАО «Газпром» при эксплуатации ГПА планируют широко использовать так называемую «безлюдную технологию», что означает осуществление эксплуатации агрегата «под замком». При такой прогрессивной технологии работой компрессорной станции будет дистанционно управлять квалифицированный диспетчер, находящийся от неё

за сотни километров. Он будет располагать необходимой информацией о ходе эксплуатации каждого из двигателей, а в случае возникающей необходимости (например, при срабатывании предупредительной или аварийной сигнализации) оперативно будет принимать определённое решение в соответствии с положениями руководства по технической эксплуатации двигателя. То есть в будущем в газовой отрасли создадут структуру, подобную Центру управления космическими полётами. И необходимость в этом станет особенно актуальной, когда начнут осваивать газовые месторождения на шельфе Ледовитого океана.

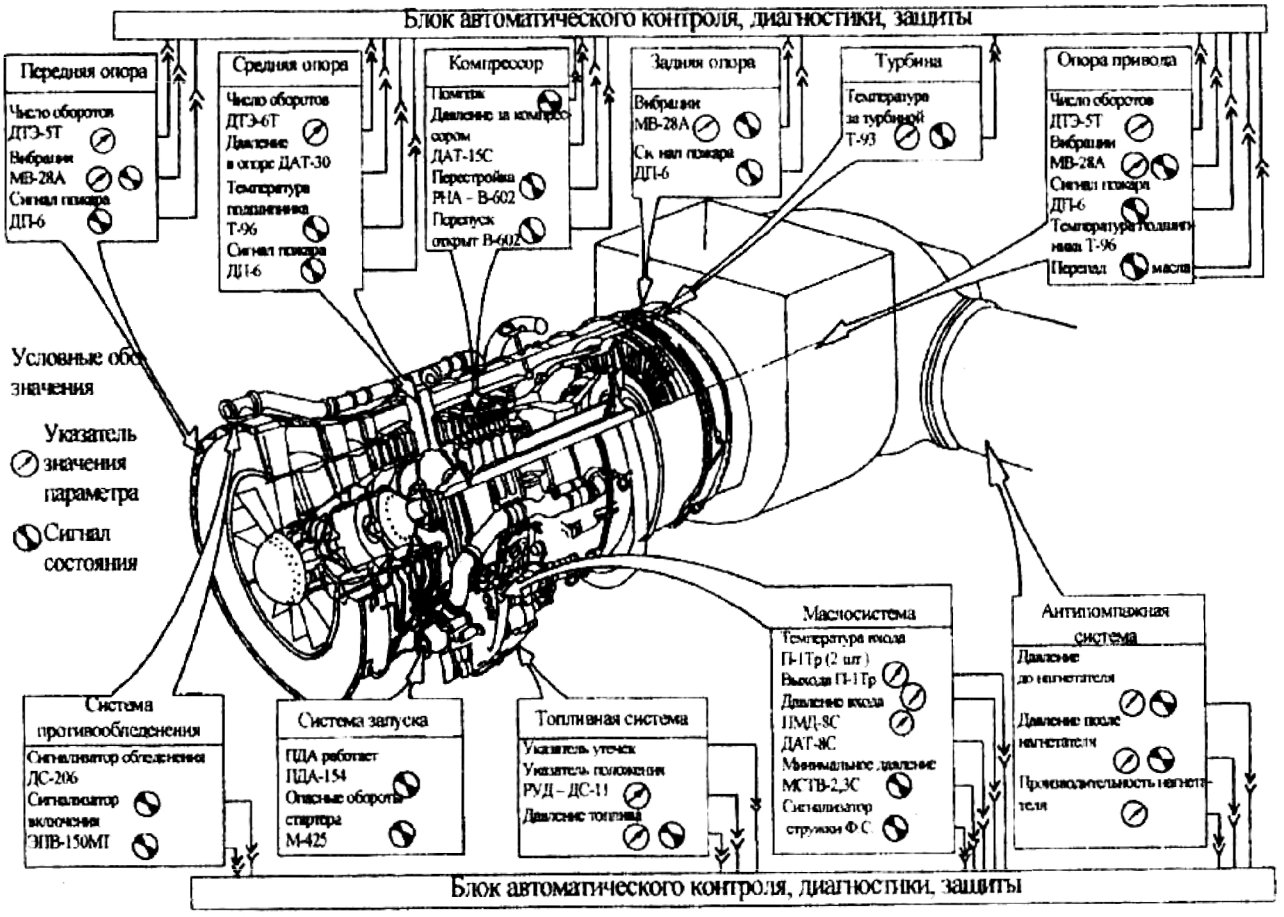


Рис. 4.1.12. Принципиальная схема блока автоконтроля, диагностики и защиты ГТД

При таком способе дистанционного управления работой компрессорных станций в случае нарушения работоспособности какого-либо ГПА диспетчер произведёт его останов, а вместо отказавшего включит в работу резервный агрегат, имеющийся на станции.

Для демонтажа двигателя (или замены его агрегатов) на компрессорную станцию вертолётом доставят ремонтную бригаду, которая выполнит требуемые работы. Таким же образом на каждую удалённую компрессорную станцию будут периодически направлять технических специалистов для проведения регламентных работ по обслуживанию двигателей и агрегатов ГПА.

Достигнутый уровень развития средств связи и робототехники позволит в недалёком будущем реализовать такой подход к эксплуатации ГПА в труднодоступных районах. А в конструкции приводов, возможно, потребуется предусмотреть более эффективные системы контроля их технического состояния.

4.2. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АВИАПРОИЗВОДНЫХ ГТД В КАЧЕСТВЕ ПРИВОДОВ ЭЛЕКТРОГЕНЕРАТОРОВ

В последнее десятилетие всё большее распространение получают энергетические установки, в которых привод электрогенератора осуществлён от конвертированного газотурбинного двигателя. Электростанции с газотурбинными установками (ГТУ) в 1,5 – 2,5 раза дешевле по сравнению с классическими паровыми электростанциями. Технические требования к авиапроизводным приводам электрогенераторов в значительной мере аналогичны требованиям к приводам ГПА. Но у них есть некоторые отличия. Во-первых, у газовиков установлен мощностной ряд, который рекомендован для разработчиков приводов. А у энергетиков нет такого требования ограничительного характера, величину мощности привода заказчики оговаривают при заключении договора на его разработку. Во-вторых, экологические требования к элетростанциям, расположенным в черте города, и к их приводам более жесткие, чем к ГПА, которые находятся в отдалении от населённых пунктов. (В выхлопных газах привода электрогенератора содержание оксидов азота не должно превышать 50 мг/м^3, т.е. в полтора раза меньше, чем допускается для приводов ГПА).

А третье отличие, основное, заключается в том, что частота вращения вала СТ на всех режимах работы двигателя должна соответствовать частоте переменного тока 50 Гц (т.е. $n_{СТ}$ должны постоянно иметь величину 3000 об/мин).

Малоразмерные приводы мощностью 1–4 МВт востребованы в населённых пунктах, расположенных на больших расстояниях от линий электропередач, в частности в зоне некоторых газовых и нефтяных месторождений.

В некоторых регионах России нет возможности использовать приводы, работающие на газе (например, в Якутии). Для них могут быть разработаны газотурбинные приводы, работающие на дизельном топливе.

На базе авиапроизводных ГТД целесообразно создавать и электростанции городского типа. Отчуждаемая под станцию площадь несопоставимо меньше, чем для строительства традиционных тепловых электростанций. При этом по сравнению даже с цехами, использующими газотурбинные приводы стационарного типа, потребуется меньший размер капиталовложений, будут сокращены объем и сроки строительства. Энергетические установки с газотурбинными приводами (ЭГТУ) можно использовать как в режиме постоянной выработки электроэнергии, так и для кратковременного включения их в работу для снижения пиковых нагрузок на электрические сети в утренние и вечерние часы. Такая возможность связана с тем, что для подготовки к запуску газотурбинного привода требуется небольшое подготовительное время.

В ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» по заказу ОАО «Самараэнерго» был создан двигатель НК-37 мощностью 25 МВт. И вот уже около 10 лет его успешно эксплуатируют на безымянской ТЭЦ. Кроме того, в эксплуатации находятся ещё два привода НК-37 в г. Казани. И есть ещё ряд заказов из различных регионов России на поставку энергетических установок с использованием этого привода.

4.2.1. Конструктивные особенности двигателя НК-37

Основные параметры двигателя НК-37 имеют такие же величины, как и у двигателя НК-36СТ (мощность, КПД, обороты роторов трёхвального газогенератора). Их численные значения для двигателя НК-36СТ приведены в табл. 4.1.1.

Продольный разрез двигателя НК-37 приведен на рис. 4.2.1. Его газогенератор полностью идентичен с газогенератором двигателя НК-36СТ. Причём в его состав входит и устройство, позволяющее исключить возможность перегрева подшипников опоры турбины и стенок её масляной полости при аварийных выключениях двигателя (АВД).

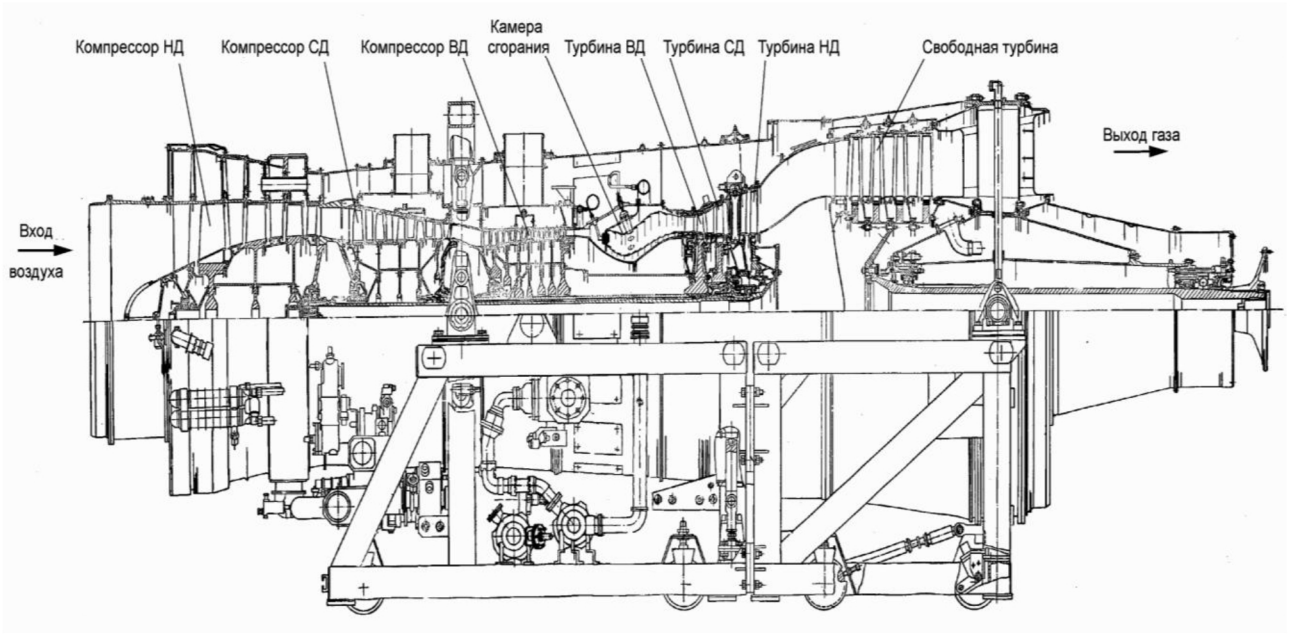


Рис. 4.2.1. Конструкция двигателя НК-37

На рис. 4.2.2 схематично показано, как осуществлена тепловая защита указанного узла путём создания заградительной воздушной завесы вокруг масляной полости опоры за счёт продувки холодного воздуха из станционной системы после АВД.

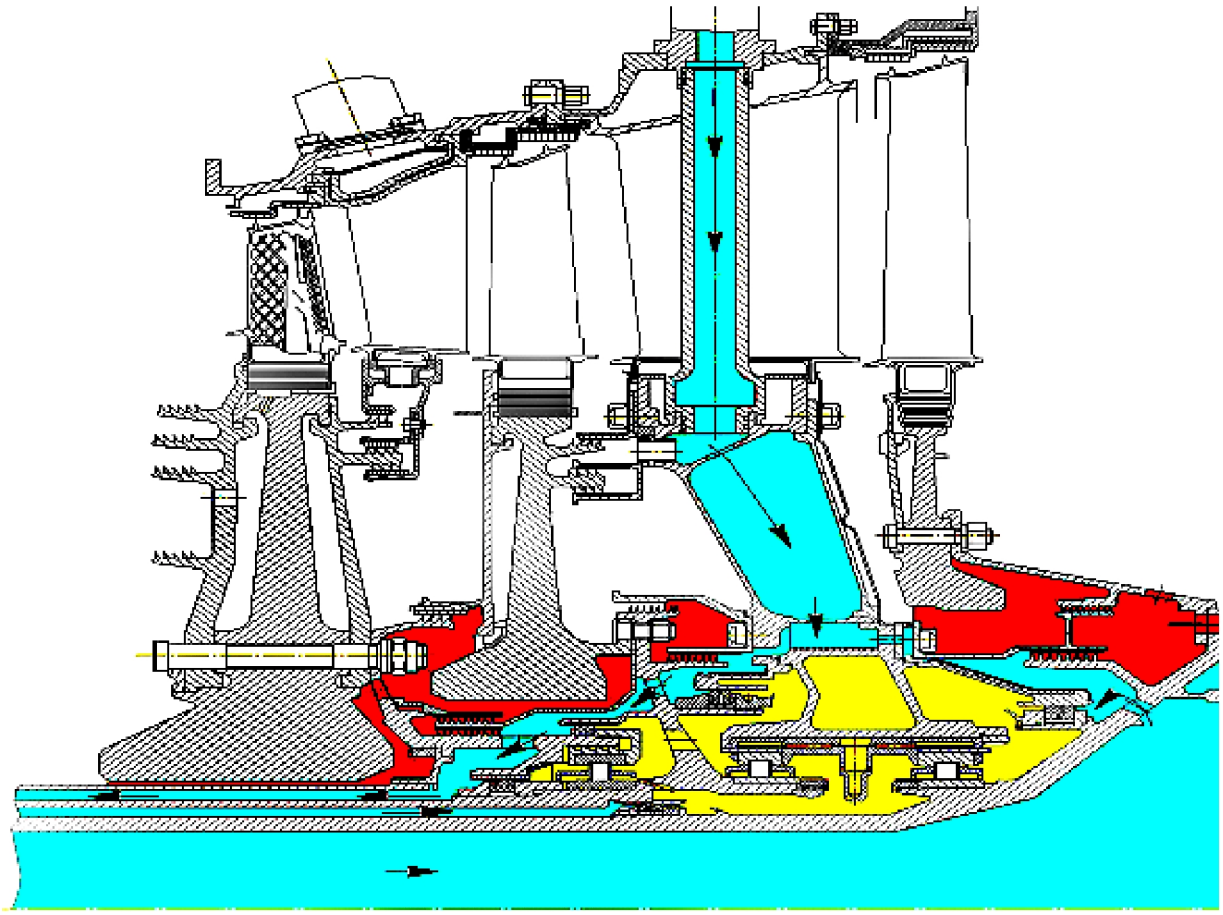


Рис. 4.2.2. Схема создания воздушной завесы для тепловой защиты подшипникового узла турбины газогенератора после АВД

А конструкция силовой турбины НК-37 отличается от СТ двигателя НК-36СТ. Для неё понадобилось сконструировать четыре ступени в связи с тем, что её ротор вращается с более низкими оборотами ($n_{СТ}$ = 3000 об/мин).

Кроме того, в конструкцию СТ двигателя НК-37 дополнительно было введено ещё одно оригинальное устройство, описанное ниже.

4.2.1.1. О необходимости использовании гидроаккумулятора

Одной из специфических эксплуатационных особенностей энергетической газотурбинной установки является то, что после прекращения подачи топлива вращение ротора свободной турбины вследствие высокой инерционности ротора электрогенератора продолжается значительно дольше, чем ротора ВД (рис. 4.2.3). Так, например, у рассматриваемой ЭГТУ после выключения двигателя продолжительность вращения ротора электрогенератора (до полной его остановки) составляет 35 – 40 минут.

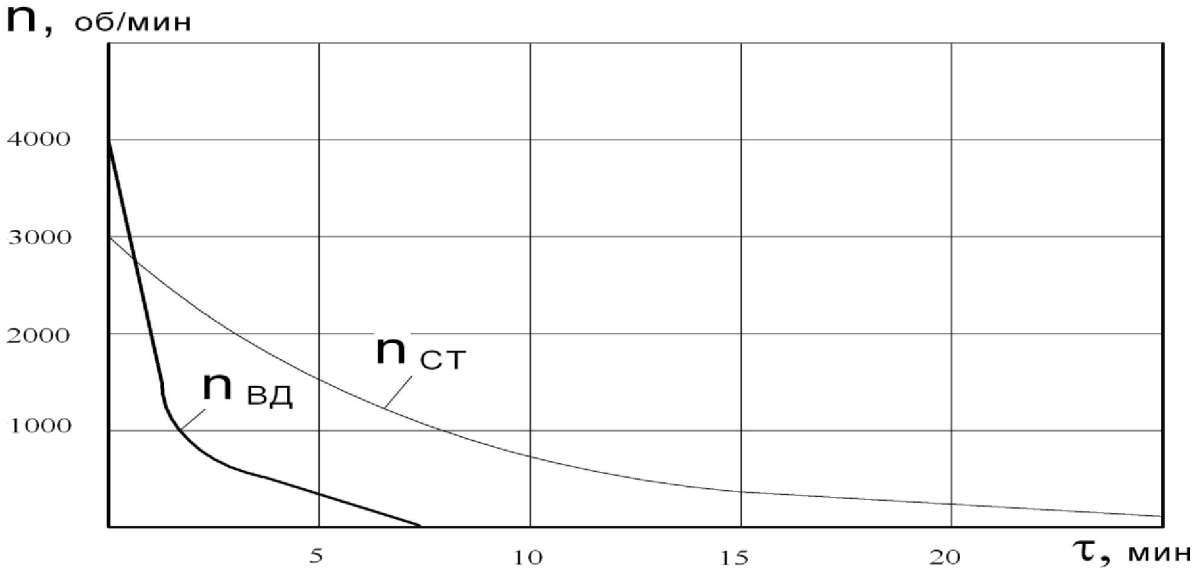


Рис. 4 2.3. Изменение частот вращения роторов после выключения двигателя

В связи с тем, что у двигателя НК-37 подача масла к подшипникам СТ осуществлена от нагнетающего насоса, приводимого от ротора ВД газогенератора, после выключения двигателя в процессе выбега этого ротора масло будет поступать в СТ только в начальный период времени, а более 20 минут ротор СТ будет вращаться в условиях отсутствия подачи масла. Следовательно, для обеспечения работоспособности турбины СТ возникает необходимость осуществления подачи небольшого количества масла к подшипникам СТ в течение хотя бы 15 минут после прекращения насосной подачи масла в двигатель (пока обороты ротора силовой турбины уменьшатся до уровня ~100 об/мин).

Для решения этой задачи в конструкции СТ двигателя НК-37 в линии нагнетания масла предусмотрено специальное устройство, осуществляющее дозированную подачу небольшого количества масла для смазки трущихся элементов подшипников ротора СТ после выключения двигателя. Основой этого устройства является емкость цилиндрической формы, установленная с помощью кронштейнов на наружном корпусе СТ (в верхней зоне) с небольшим наклоном оси к горизонтальной плоскости. У этой ёмкости есть угольники (два вверху и один внизу) для подсоединения к ним соответствующих трубопроводов. При этом нижний угольник имеет ограниченное проходное сечение диаметром 2 мм.

Данное устройство получило условное название «гидроаккумулятор». Схема включения гидроаккумулятора в линию подачи масла в СТ показана на рис. 4.2.4. При работе двигателя через один из верхних угольников (и частично через нижний) происходит автоматическое заполнение его ёмкости маслом от системы нагнетания. Второй верхний угольник с малым проходным сечением необходим для отвода воздуха, например, в маслобак, при заполнении устройства маслом. А после выключения двигателя и прекращения насосной подачи масла его поступление к подшипникам СТ происходит самотеком из гидроаккумулятора за счёт гидростатического давления в течение определенного времени. Для двигателя НК-37 на основании экспериментального определения времени опорожнения гидроаккумулятора его объём был выбран равным 4 литрам.

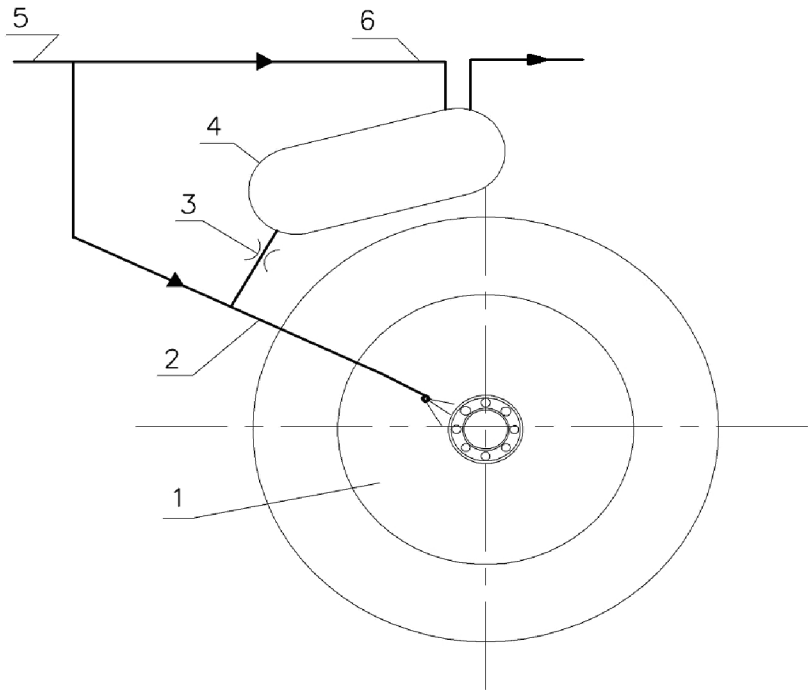


Рис. 4.2.4. Принципиальная схема включения гидроаккумулятора в систему:
1 – масляная полость опоры СТ; 2 – подвод масла к подшипникам; 3 – жиклер;
4 – ёмкость гидроаккумулятора; 5 – подвод масла от нагнетающего насоса;
6 – подвод масла к гидроаккумулятору

Многолетняя практика использования данного устройства в конструкции двигателя НК-37 показала его эффективность – при разборках СТ, имеющих большие наработки в эксплуатации, замечаний по состоянию подшипников её ротора не было. В ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» получен патент на данное изобретение.

4.2.2. Некоторые особенности создания ЭГТУ

Практически все требования к приводу электрогенератора (кроме указанных выше отличий) совпадают с требованиями к газотурбинному приводу ГПА.

Но при реализации этих требований в процессе разработки конструкции привода электрогенератора возникает необходимость решения ряда специфических вопросов. Дело в том, что конструкции ГПА в значительной мере являются типовыми, и в них разработчики широко используют унифицированное оборудование.

Причём и станционное оборудование, необходимое для обеспечения эксплуатации газотурбинного привода, также проектирует и изготавливает разработчик ГПА (исходя из ТЗ

или ТУ поставщика ГТД). К тому же, поскольку все компрессорные станции размещены на значительном расстоянии от населённых пунктов, то на конструкцию ГПА и его оборудование ОАО «Газпром» практически не налагает ограничений территориального характера.

А вот при использовании ГТД для привода электрогенераторов чаще всего возникает ситуация, связанная с модернизацией существующих тепловых электростанций. То есть новую энергетическую установку создают на ограниченной по размерам площадке ТЭЦ, расположенной в черте города. Так, например, было при разработке опытной ЭГТУ для безымянской ТЭЦ, использующей авиапроизводный привод НК-37.

При её создании ОАО «Самараэнерго» сочло целесообразным заключить договор с ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» не только на разработку и поставку газотурбинного привода мощностью 25 МВт, но также на проектирование и изготовление турбоблока, блока системы маслообеспечения и ещё целого ряда нестандартного оборудования, необходимого для обеспечения работоспособности этой энергоустановки.

Такого рода ситуация является довольно типичной и вот почему. Использование паровых турбин на электростанциях морально устарело, так как они имеют недостаточно высокий КПД. А к тому же физический износ старого оборудования ТЭЦ диктует необходимость внедрения более эффективных авиапроизводных ГТД взамен устаревшей техники. Именно поэтому практически каждый проект новой энергоустановки имеет индивидуальные черты. Дополнительной иллюстрацией к этому может, например, служить достоверный факт – в проектную документацию, разработанную для использования двигателя НК-37 на безымянской ТЭЦ, пришлось вносить изменения после получения подобного заказа от казанской ТЭЦ на создание аналогичной ЭГТУ. И это было связано с отличиями в компоновке и размещении объекта на выделенной для него территории.

Следует отметить ещё одну важную особенность ЭГТУ, создаваемых в населённых пунктах. В состав оборудования такой энергетической газотурбинной установки должен входить дожимной компрессор, предназначенный для повышения давления бытового газа от уровня 0,2-0,4 МПа до величины 4-5 МПа, чтобы обеспечить возможность поступления газа в камеру сгорания двигателя. Так, для двигателя НК-37 на безымянской ТЭЦ был приобретён дожимной компрессор из Канады. Он обеспечивает подачу газа в двигатель с заданной величиной давления и требуемым расходом. Но при нарушениях его работоспособности привод НК-37 выключают.

Очевидно, что при изучении конструктивных особенностей привода электрогенератора нет необходимости детально рассматривать вопросы выполнения технических требований к нему, так как они совсем незначительно отличаются от аналогичных требований к приводу ГПА. Более целесообразно рассмотреть вопросы, относящиеся к конкретной разработке в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» конструкции одного из блоков, обеспечивающих требуемую работоспособность привода.

В качестве информации познавательного характера несомненный интерес представляет ознакомление студентов с особенностями конструкции и эксплуатации блока системы маслообеспечения двигателя. Тем более, если учесть, что данный вопрос не освещён в технической литературе, в том числе и в учебных пособиях. А вместе с тем этот блок является одним из наиболее важных в составе вспомогательного оборудования ЭГТУ.

4.2.3. Система маслообеспечения двигателя

4.2.3.1. Назначение системы маслообеспечения двигателя

Масляная система привода НК-37 выполнена по короткозамкнутой схеме (рис. 4.2.5). Конструктивно она состоит из двух частей**:** агрегатов, расположенных непосредственно на двигателе, и агрегатов системы, размещенных в отдельном отсеке ЭГТУ.

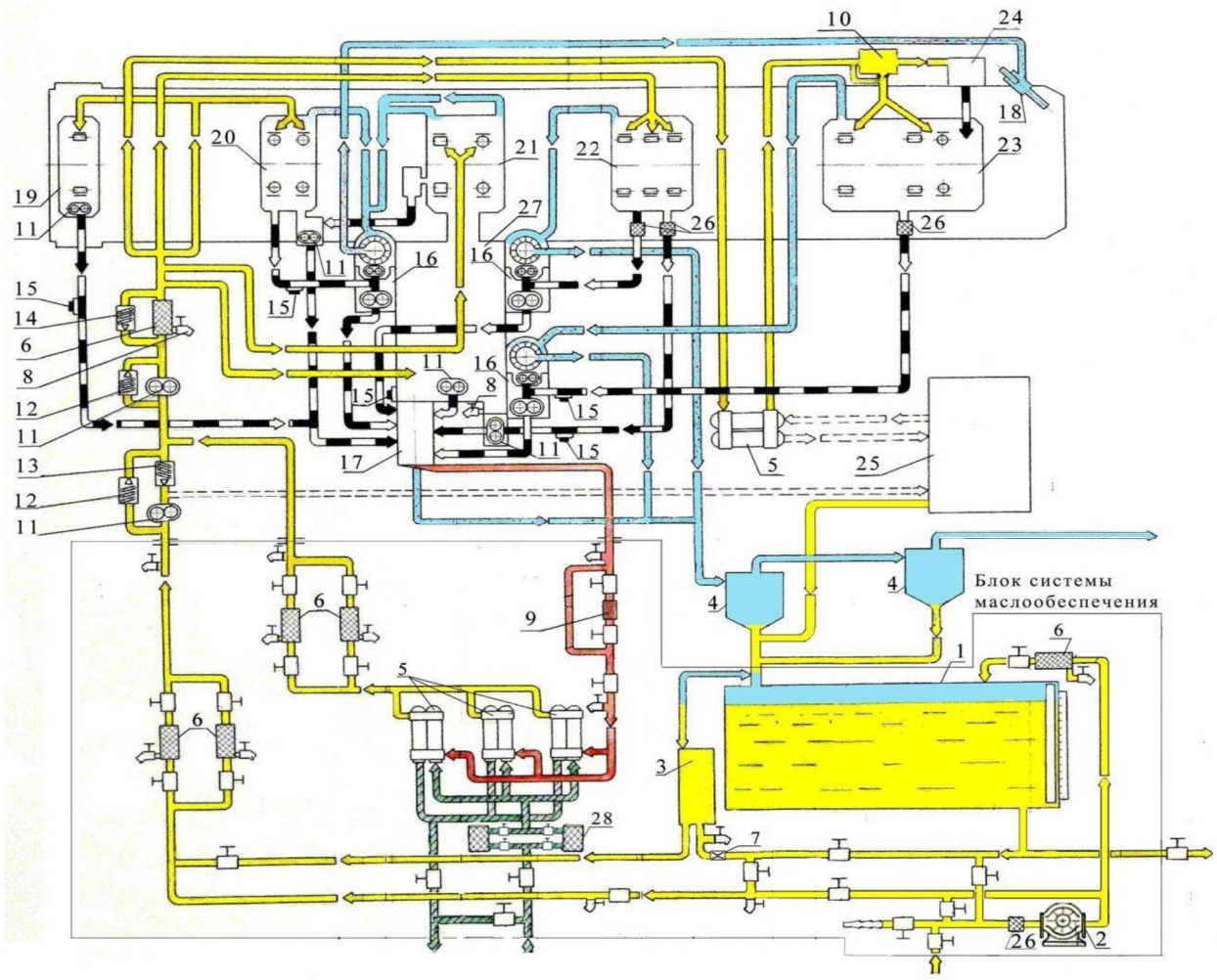


Рис. 4.2.5. Схема масляной системы двигателя НК-37:
1 – маслобак; 2 – электронасос пусковой; 3 – расходный бачок; 4 – «бак-циклон»; 5 –теплообменник; 6 – фильтр масляный; 7 -жиклёр; 8 – кран сливной; 9 – сигнализатор наличия стружки; 10 – гидроаккумулятор; 11 – насос; 12 – клапан предохранительный; 13 – клапан стояночный; 14 – клапан перепускной; 15 – магнитная пробка; 16 – блок суфлёра с откачивающим насосом; 17 – центрифуга; 18 – эжектор; 19 – передняя опора; 20 – промежуточная опора; 21 – средняя опора; 22 – опора турбины ГГ; 23 – опора СТ; 24 – коробка приводов агрегатов ротора СТ; 25 – блок системы автоматического регулирования; 26 – фильтр защитный; 27 – коробка приводов (основная); 28 – фильтр водяной

На двигателе размещены следующие агрегаты**:**
- нагнетающий насос (в одном блоке с подкачивающим насосом);
- масляный фильтр;
- откачивающие насосы каждой опоры роторов;
- суфлеры опор компрессора, турбин ГГ и СТ;
- центрифуга;
- эжектор системы суфлирования опор компрессора;
- гилроаккумулятор СТ.

Масляная система двигателя может надёжно функционировать только при наличии на станции системы маслообеспечения, которая в соответствии с её названием обеспечивает**:**

– длительную непрерывную работу ЭГТУ;

– возможность технического обслуживания масляной системы двигателя во время его работы (например, проведение замены засорившихся фильтроэлементов чистыми);

– отвод воздуха из системы суфлирования масляных полостей двигателя;

– запас масла в маслобаке, достаточный для непрерывной работы двигателя в течение длительного времени (до 1000 ч при максимально допустимой заправке маслобака);

– пополнение маслобака и очистку заправляемого масла ;

– тонкую очистку масла в циркуляционном контуре масляной системы двигателя;

– охлаждение масла, выходящего из двигателя;

– возможность быстрого слива масла из маслобака в бак аварийного слива;

– возможность ее автономной промывки методом прокачки масла по замкнутому контуру (с использованием технологических трубопроводов при отсоединенной маслосистеме двигателя).

Основные виды работ в процессе эксплуатации ГТД, относящиеся к ней **:**

- подготовка системы маслообеспечения к работе вновь установленной ЭГТУ;
- подготовка к пуску ЭГТУ (пусконаладочные работы);
- оперативное обслуживание системы маслообеспечения в процессе работы двигателя;
- регламентное обслуживание системы маслообеспечения (через каждые 2000ч).

4.2.3.2. Состав агрегатов системы маслообеспечения

В состав системы маслообеспечения двигателя входят следующие агрегаты**:**

- масляный бак;
- водомасляный теплообменник;
- сигнализатор наличия стружки;
- маслоуловитель;
- расходный бачок;
- фильтры на входе масла в двигатель (из масляного бака и из ВМТ);
- вентили на входе и выходе масляных фильтров;
- фильтр в канале заправки масляного бака;
- краны перекрывные на выходе масла из маслобака и расходного бачка.

Агрегаты системы маслообеспечения размещены в отдельном контейнере, получившем название «маслокомната». Его внешний вид показан в двух ракурсах на рис. 4.2.6.

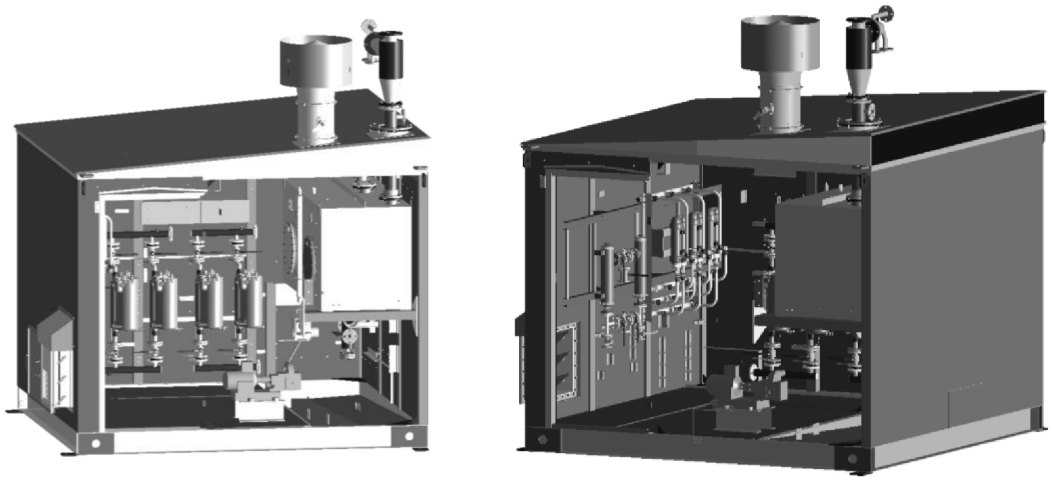


Рис. 4.2.6. Блок системы маслообеспечения двигателя НК-37

По габаритным размерам этот блок может быть транспортирован с использованием специальных грузовых автомобилей или железнодорожной платформы.

При работе ЭГТУ внутри этого блока поддерживают условия, необходимые для обеспечения нормальной жизнедеятельности технического персонала.

4.2.3.2.1. Масляный бак

Геометрический объём маслобака составляет один кубометр. Максимальное количество заливаемого масла 700 литров А в верхней части маслобака предусмотрена воздушная подушка для компенсации термического расширения масла, его вспенивания и на случай перезаправки маслобака. Объём масла в масляном баке должен находиться в диапазоне от 200 до 700 литров. При выходе его из этих пределов на пульт управления работой ЭГТУ поступит предупредительный сигнал.

Основное назначение масляного бака – содержание запаса масла для обеспечения длительной непрерывной работы ГТД. В процессе эксплуатации предусмотрена дозаправка масляного бака. Она может быть автоматической или ручной (по усмотрению заказчика). В линии заправки маслобака установлен фильтр тонкой очистки масла.

На случай возникновения пожара предусмотрена возможность аварийного слива масла в дренажпую ёмкость, находящуюся за пределами ЭГТУ.

При необходимости масляный бак может быть оборудован устройством для его обогрева.

4.2.3.2.2. Расходный бачок

Необходимость введения данного устройства в состав системы маслообеспечения связана с тем, что масляные баки приводов ЭГТУ (как и у приводов ГТА) имеют большой объем 1 – 4 $м^3$. Поэтому при использовании таких маслобаков, если в системе откачки из двигателя произойдет нарушение работоспособности какого-либо из насосов (например, срез приводной рессоры), то в маслобаке будет постепенно понижаться уровень масла, но об этом на пульт оператора не поступит сигнала. А в двигателе произойдет переполнение опоры маслом и выброс его в газовоздушный тракт, что может привести к загоранию масла внутри двигателя и к разрушению конструкции его узлов.

Чтобы этого не случилось, в составе агрегатов системы маслообеспечения двигателя предусмотрен расходный бачок объемом 25 л, связанный с системой подачи масла в двигатель и предназначенный для своевременной подачи сигнала о нарушении работоспособности в системе откачки масла из узлов двигателя.

При нормальной работе масляной системы двигателя на постоянном режиме вследствие баланса количества масла, подаваемого в двигатель и откачиваемого из него, не требуется осуществлять подпитку циркуляционного контура маслом из расходного бачка. А в случае нарушения указанного баланса, когда часть масла из двигателя не возвращается, то для поддержания на требуемом уровне величины подачи масла в двигатель в систему нагнетания из расходного бачка автоматически поступает требуемое количество масла. При этом уровень масла в расходном бачке резко уменьшается, ибо бачок соединен с основным маслобаком через жиклёр. Так как в конструкции расходного бачка установлен датчик минимального уровня масла, то он подаёт сигнал о нарушении работоспособности системы откачки масла. Диаметр жиклёра между маслобаком и расходным бачком подбирают экспериментально, моделируя возможные варианты отказов насосов, откачивающих масло из узлов двигателя.

Но для использования такой системы диагностики была учтена одна особенность. При запуске двигателя невозможно осуществить быстрое заполнение системы нагнетания маслом из расходного бачка, в который оно поступает из маслобака через жиклёр. Поэтому параллельно каналу поступления масла в систему нагнетания из расходного бачка была предусмотрена обводная ветвь подачи масла из основного маслобака к подкачивающему насосу. В этом байпасном канале установлен электроуправляемый кран, который при запуске двигателя находится в открытом положении, а при выходе двигателя на рабочий режим автоматически закрывается.

Эффективность использования расходного бачка была многократно подтверждена при эксплуатации двигателей НК-16СТ, НК-36СТ и НК-37.

На данное устройство в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» получен патент на изобретение.

4.2.3.2.3. Фильтры

Среди основных назначений системы маслообеспечения можно выделить функцию обеспечения тонкой очистки масла. В масляных системах газотурбинных двигателей (ГТД) должна быть обеспечена чистота масла, задаваемая нормативной технической документацией. Показатель, характеризующий чистоту жидкости в соответствии с принятой классификацией, называется классом чистоты, который определяется по ГОСТ 17216-2001. Данный стандарт устанавливает для каждого класса чистоты нормы на количество частиц загрязнений различных размерных групп в объеме 100 $см^3$. Обычно в маслосистеме авиационных ГТД в процессе эксплуатации должен быть обеспечен, как минимум, 13-й класс чистоты, при этом заправляемое масло должно иметь чистоту не грубее 11-го класса. Указанный уровень чистоты масла обеспечивают за счет установки в систему фильтрующих устройств.

В отличие от авиационных ГТД, в станционной системе МО нет ограничений по габаритным размерам масляных фильтров.

У созданного 30 лет тому назад конвертированного двигателя НК-16СТ для очистки масла в системе маслообеспечения были использованы заимствованные с авиационного прототипа фильтры с дисковыми фильтроэлементами, изготавливаемые из металлической сетки с ячейкой 40 мкм. Однако данные фильтры многоразового применения имеют ряд недостатков. Прежде всего, в связи с постоянно возрастающими требованиями по увеличению ресурса работы ГТД, указанная тонкость фильтрации в настоящее время уже является недостаточной. Кроме того, этим фильтрам присуща низкая эксплуатационная технологичность. В частности, операция их очистки имеет низкую эффективность из-за невозможности удаления механическим путём с поверхности сетки лакообразных продуктов термического разложения масла.

В связи с этим в системе маслообеспечения двигателя НК-37 применены фильтры со сменными фильтроэлементами. В линиях подачи масла в двигатель (свежего из маслобака и охлажденного из теплообменника) установлены по две пары фильтров. В каждой такой связке в работе участвует один фильтр, а второй находится в резерве.

У каждого из фильтров перед ним и за ним предусмотрены перекрывные краны. Кроме того, установлены датчики для контроля величин перепада давления на фильтрах. Причем на фильтрах в линии поступления масла из маслобака допускаются незначительные потери давления – не более 20 кПа. Такое ограничение установлено с целью исключения возможности возникновения кавитации в подкачивающем насосе. А на фильтре в линии возврата в двигатель охлажденного масла допускаются более высокий уровень загрязненности фильтроэлемента и перепад давления на фильтре до 100 кПа.

При срабатывании предупредительной сигнализации о засорении находящегося в работе фильтра включают в сеть резервный фильтр, оба его крана. А затем засорившийся фильтр отсекают, перекрыв его краны. После этого производят замену загрязненного фильтроэлемента на новый. И теперь уже данный фильтр с замененным фильтроэлементом будет оставаться в резерве.

У двигателя НК-37 температура масла на входе в двигатель не превышает 100°С, поэтому было принято решение использовать в системе маслообеспечения двигателя сменные бумажные фильтроэлементы большой грязеемкости. Выбор пал на бумажные фильтроэлементы типа «Нарва» (545.00.00), имеющие номинальную тонкость очистки 25 мкм. Наружный диаметр этого фильтроэлемента составляет 150 мм при высоте 360 мм. В ОАО «СНТК

им. Н.Д. Кузнецова» была разработана конструкция корпуса для установки в него указанного фильтроэлемента.

Замену фильтроэлементов типа «Нарва» производят в случае срабатывания сигнализации о засорении фильтра или в плановом порядке после наработки 4000 ч (при проведении регламентных работ).

В перспективе тонкость очистки масла будет доведена до 10 мкм. Но это произойдет только после ряда экспериментальных проверок (такие фильтроэлементы будут засоряться гораздо быстрее по сравнению с используемыми в настоящее время).

4.2.3.2.4. Маслоохладитель

В отличие от приводов ГПА, где в качестве хладагента для съема тепла в маслоохладителях используют либо воздух, либо расходуемый газ, в приводах ЭГТУ масло охлаждают водой.

Это объясняется следующими причинами. Теплообменники воздушно-масляного типа, как было отмечено в разделе 4.1, отличаются большими габаритами, что усложняет их размещение в системе маслообеспечения двигателя. Объем масляных полостей таких маслоохладителей для приводов мощностью 16 – 25 МВт составляет до 300 литров, что создаёт большие неудобства в эксплуатации (особенно в северных регионах страны в зимнее время). А газомасляные теплообменники в приводах ЭГТУ использовать не представляется возможным потому, что в дожимном компрессоре происходит нагрев газа до 80 – 100°С.

В связи с этим в приводах ЭГТУ применению водомасляных теплообменников нет альтернативы. Тем более, что у воды большая удельная теплоёмкость, а главное – на любой электростанции в производственном цикле всегда есть химически очищенная вода.

В системе маслообеспечения двигателя НК-37 на безымянской ТЭЦ использовали маслоохладитель, состоящий из трех параллельно установленных теплообменников, которые в конструкции базового двигателя НК-25 являлись топливно-масляными теплообменниками. Но теперь в их бывшие топливные полости стали подавать воду.

Такой теплообменный аппарат имеет высокую эффективность и отличается компактностью. Указанные базовые теплообменники имеют габаритные размеры в пределах 300×400×100 мм.

Для охлаждения масла требуется ~2 л/с воды. Так как к ней поступает от охлаждаемого масла 170 кВт тепла, то это тепло может быть полезно использовано (например, для обогрева помещения).

В процессе начальной стадии эксплуатации двигателя НК-37 было отмечено постепенное ухудшение эффективности охлаждения масла – его температура на входе в двигатель с начального уровня 70°С повысилась до 100°С. Это произошло вследствие засорения масляной полости теплообменников содержащимися в воде загрязнениями. Для устранения этого дефекта была произведена промывка внутренних полостей этих агрегатов, а в линии поступления к ним воды установили фильтр для ее очистки (с ячейками 100 мкм вместо ранее стоявшего с 400 мкм). Больше этот дефект не повторился.

Но после приобретенного опыта разработчики системы охлаждения пришли к выводу, что надо использовать не авиационные теплообменники, в которых в качестве теплопередающих элементов использованы трубки ∅2 мм, а промышленные маслоохладители. Поэтому при разработке последующих экземпляров ЭГТУ с двигателем НК-37 в системе маслообеспечения был применён новый водомасляный теплообменник, разработанный ОАО «Гелиймаш» (г. Москва). У этого теплообменника в качестве теплопередающего элемента используют оребрённые трубки с внутренним диаметром ∅10 мм. Такой теплообменник, имеющий длину 1000 мм и диаметр наружного корпуса 300 мм, успешно эксплуатируют в составе ЭГТУ на казанской ТЭЦ.

4.2.3.2.5. Маслоуловитель

Практика эксплуатации газотурбинных двигателей как авиационных, так и конвертированных, показала, что основные потери масла при их работе происходят в системе суфлирования масляных полостей опор роторов ГТД. В этих двигателях для очистки от частиц масла воздуха, удаляемого из масляных полостей, используют приводные центробежные суфлеры [13]. Но эти сепарирующие устройства эффективно удерживают распылённое в воздухе масло при расчетной частоте вращения их рабочих колёс. А на режимах запуска и останова двигателя их сепарирующая способность сравнительно невелика.

При создании авиационных ГТД с этим вынуждены мириться, так как у них нет возможности усложнять конструкцию системы суфлирования. А у конвертированных двигателей нет ограничений по массе и габаритам используемых агрегатов и устройств. Поэтому у двигателя в системе его маслообеспечения для дополнительной очистки воздуха, удаляемого из двигателя по каналам суфлирования его масляных полостей, предусмотрен маслоуловитель.

Он представляет собой статический сепаратор циклонного типа. К нему тангенциально подведены тубы из суфлёров опор турбины газогенератора и СТ. Поэтому в данном устройстве происходит дополнительная сепарация воздуха от оставшихся в нем вкраплений масла: частицы масла прилипают к внутренним стенкам маслоуловителя и стекают в виде плёнки в его нижнюю зону, а воздух (плотность которого почти в 1000 раз превышает плотность масла) отводят трубопроводом из центральной части маслоуловителя.

Маслоуловитель размещают над маслобаком, поэтому отсепарированное масло самотёком сливается в маслобак.

На данное устройство в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» получен патент на изобретение.

Поскольку в циркуляционном контуре масляной системы откачиваемую из двигателя масловоздушную смесь подвергают сепарации в центрифуге [12] и воздух, отделённый от масла, отводят в маслобак, то конструкторы сочли целесообразным и в этом канале предусмотреть установку отдельного маслоуловителя. Он функционирует по тому же принципу, что и маслоуловитель системы суфлирования.

Воздух, дополнительно очищенный в маслоуловителях, сбрасывают в выходное устройство двигателя, т.е. в выхлопную шахту. Отводная труба имеет диаметр 100 мм с целью обеспечения низкого уровня давления внутри маслобака.

4.2.4. О системе контроля параметров привода

В ЭГТУ точно так, как и в ГПА, система автоматического управления работой двигателя входит в состав автоматической системы управления технологическими процессами (АСУ ТП). Так как в конструкции энергоустановки всё подчинено выработке электроэнергии, то именно этим определяются регламент эксплуатации и режимы работы привода электрогенератора.

Все контролируемые параметры привода в процессе его работы подлежат автоматической регистрации с использованием непрерывной записи их уровня. А при отклонении величин каких-либо параметров от допустимой нормы оператору будет дан звуковой сигнал. Это может быть предупредительный или аварийный сигнал. Получив сигнал, оператор должен убедиться по монитору в правильности его срабатывания и принять соответствующие меры в соответствии с руководством по технической эксплуатации двигателя.

Все поступающие сигналы также подлежат записи. В случае необходимости анализ возникающих ситуаций производит разработчик ГТД с целью оценки правильности действий оператора и для принятия решений о возможном внедрении в конструкцию привода мероприятий, направленных на исключение тех или иных срабатываний сигнализации.

В табл. 4.2.1 в качестве примера приведен перечень контролируемых параметров масляной системы привода НК-37 и для отдельных её параметров указаны критические величины, при достижении которых срабатывает сигнализация – предупредительная (ПР) или аварийная (АВ).

Таблица 4.2.1

№ п/п	Наименование параметра	Диапазон изменения	Погрешность измерения, %	Уровень для системы защиты
1	Температура масла на входе в двигатель, °С	- 40…100	± 0,8	
2	Температура масла на выходе из двигателя, °С			
3	Температура масла на выходе из опоры турбины ГГ (или СТ)	0…160	± 0,8	
4	Давление масла на входе в двигатель, кПа	0…200	± 0,8	(ПР) 180
		0…600	± 0,5	(ПР) <300 (АВ)<230
5	Перепад давлений на фильтре в линии за теплообменником, кгс/см^2	0…1,5	± 0,5	(ПР) 1,0
6	Перепад давлений на фильтре в линии за маслобаком, кгс/см^2	0…0,5	± 0,5	(ПР) 0,15
7	Уровень масла в маслобаке, мм:	200…800		
	- максимально допустимый;	0…700		
	- минимально допустимый.		± 0,5	(ПР) =700
8	Уровень масла в расходном бачке, мм:		± 0,5	(ПР) =200
	- минимально допустимый, мм.	100…800	± 0,5	(ПР) <100

А наиболее важным контролируемым параметром масляной системы является часовой расход масла. Но его определяют за определённый промежуток времени, например, за сутки. По статистике при эксплуатации двигателей НК-37 в среднем часовой расход масла составляет 0,6 кг/ч. Благодаря этому в масляной системе происходит постепенное обновление масла. Так, при эксплуатации двигателей НК-37 на безымянской ТЭЦ замену масла в системе маслообеспечения не производили в течение 20 тысяч часов.

4.2.4.1. О контроле состояния масла в масляной системе привода

Кроме оценки величины часового расхода масла в процессе эксплуатации привода производят периодический контроль состояния основных физико-химических показателей масла. В конструкции двигателя на коробке приводов и на масляном баке предусмотрены специальные краники для отбора проб масла. При этом установлен следующий регламент отбора проб масла для проведения анализа.

1. Перед заправкой маслобака (или его пополнением) производят отбор пробы свежего масла из тары (банки, бочки) завода-изготовителя для определения соответствия указанных показателей требованиям ТУ (или ГОСТ) на изготовление масла. Это так называемый входной контроль.

2. Не реже одного раза в неделю, а также после каждой дозаправки маслобака производят отбор проб масла из маслобака для контроля следующих его физико-химических показателей **:**

- вязкости кинематической,

- температуры вспышки,
- содержания воды,
- содержания механических примесей.

Данный контроль производится для проверки соответствия физико-химических показателей масла нормам, установленным в руководстве по эксплуатации двигателя для масла, имеющего наработку.

3. Не реже одного раза в месяц производят отбор проб масла из маслобака для проведения анализа всех физико-химических показателей, указанных в таблице, на соответствие нормам для масла, имеющего наработку.

4. При проведении регламентных работ (через каждые 2000 часов наработки двигателя) производят отбор проб масла из маслобака и из коробки приводов агрегатов двигателя для проверки всех показателей, указанных в таблице для масла, имеющего наработку.

В том случае, если какой-либо показатель не соответствует установленным нормам, производят повторный отбор проб масла и их анализ. При подтверждении результатов первого анализа о несоответствии какого-либо показателя масло в маслобаке и двигателе подлежит замене.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Скубачевский, Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчёт деталей [Текст] / Г.С. Скубачевский, – М.: Машиностроение, 1981. – 552 с.

2. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст]: учебник / Д.В. Хронин, С.А. Вьюнов, Ю.И. Гусев [и др.]. – М.: Машиностроение, 1989. – 368 с.

3. Паллей, З.С. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / З.С. Паллей, И.М. Королёв, Э.В. Ровинский. – М.: Транспорт, 1967. – 426 с.

4. Берне, Л.П. Отечественные авиационные двигатели – XX век [Текст] / Л.П. Берне, Д.А. Боев, Н.С. Ганшин. – М.: Авико Пресс, 2003. – 304 с.

5. Зрелов, В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы [Текст]: учеб. пособие / В.А. Зрелов. – Самара: СГАУ, 2002. – 415 с.

6 Кулагин, В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: учебник / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.

7. Авиационные правила. Ч. 33: Нормы лётной годности воздушных судов [Текст]. – М.: Межгосударственный авиационный комитет, 1994. – 46 с.

8. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.П. Данильченко, С.В. Лукачёв, Ю.В. Ковылов [и др.]. – Самара: СНЦ РАН, 2008. – 619 с.

9. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения [Текст] / Е.А Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачёв [и др.]. – Самара: СНЦ РАН, 2004. – 266 с.

10. Старцев, Н.И. Конструирование лопаток и дисков ГТД [Текст]: учеб. пособие / Н.И. Старцев. – Куйбышев: КуАИ, 1980. – 87 с.

11. Демидович, В.М. Исследование теплового режима ГТД [Текст] / В.М. Демидович. – М.: Машиностроение, 1978. – 171 с.

12. Трянов, А.Е. Конструкция масляных систем авиационных двигателей [Текст]: учеб. пособие / А.Е. Трянов. – Самара: СГАУ, 2009. – 80 с.

13. Трянов, А.Е. Проектирование систем суфлирования масляных полостей ГТД [Текст]: учеб. пособие / А.Е. Трянов, О.А. Гришанов, С.В. Бутылкин. – Самара: СГАУ, 2007. – 87 с.

14. Щуровский, В.А. Газотурбинные перекачивающие агрегаты [Текст] / В.А. Щуровский, Ю.А. Зайцев. – М.: Недра, 1994. – 176 с.

15. Апанасенко, В.И. Монтаж, испытания и эксплуатация газоперекачивающих агрегатов в блочно-контейнерном исполнении [Текст] / А.И. Апанасенко, Н.Г. Крившич, Н.Д. Федоренко. – Л.: Недра, 1994. – 392 с.

Учебное издание

Трянов Анатолий Ефимович

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ УЗЛОВ И СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Учебное пособие

Редактор Т. К. К р е т и н и н а
Доверстка Т. Е. П о л о в н е в а

Подписано в печать 29.07.2011. Формат 60х84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Печ. л. 25,5.
Тираж 100 экз. Заказ . Арт. С-7 (сп)/2011.

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.