

СГАУ:6

С 774

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

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

Н.И. Старцев

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ГТД. НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП

Рекомендовано государственным образовательным учреждением высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)» в качестве учебного пособия для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению подготовки 160300 «Двигатели летательных аппаратов», по специальности 160301 «Авиационные двигатели и энергетические установки»

Самарский Государственный
аэрокосмический университет
№ 761478
Научно-техническая библиотека

САМАРА
Издательство СГАУ
2009

УДК 621.431.75 (075)
ББК 39.55
С 774

Получена положительная рецензия уполномоченного учреждения.
Регистрационный номер рецензии 190 от 8 июня 2010 г. ФГУ «ФИРО»

Старцев Н.И.

С 774 **ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ГТД. НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП:** учеб. пособие / *Н.И. Старцев.* – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 172 с. : ил.

ISBN 978-5-7883-0749-7

Впервые для анализа конструкции использован системный подход с декомпозицией и подробным анализом функциональных и структурных связей модулей ГТД. Выделение существенных связей внутри таких сложных систем позволяет изучать конструкцию всесторонне. В анализе использованы конструктивные схемы и другие элементы большого числа авиационных двигателей отечественных и зарубежных фирм, что позволяет получать достаточную информацию для выполнения проектных процедур, сравнивать различные исполнения и намечать пути поиска оптимальных решений.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов.

Утверждено Редакционно-издательским советом университета в качестве учебного пособия.

УДК 621.431.75 (075)
ББК 39.55

Учебное издание

Старцев Николай Иванович

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ГТД. НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП

Учебное пособие

Редактор Л. Я. Чегодаева
Компьютерная доверстка Т. Е. Половнева

Подписано в печать 15.02.09. Формат 60x84 1/8.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. 21,5. Тираж 100 экз. Заказ 116. Арт.С-15/2009

Самарский государственный аэрокосмический университет
443086 Самара, Московское шоссе, 34

Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета
443086 Самара, Московское шоссе, 34

ISBN 978-5-7883-0749-7

© Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009

Оглавление

| | |
|---|-----------|
| Введение | 5 |
| 0.1 Становление и развитие отечественного газотурбинного двигателестроения. Конструкторские школы..... | 6 |
| 0.2 Построение учебного издания | 16 |
| Глава 1 Основы проектирования ГТД..... | 18 |
| 1.1 Системный подход к решению задач проектирования..... | 21 |
| 1.2 Этапы разработки проекта двигателя..... | 23 |
| 1.3 Формирование объекта (двигателя) на этапе технического предложения | 25 |
| 1.3.1 Этап 1: «Замысел» | 26 |
| 1.3.2 Этап 2: «Проектирование объекта» | 30 |
| 1.3.3 Этап 3 «Моделирование операций применения»..... | 32 |
| 1.3.4 Этап 4 «Принятие решения о лучшем варианте объекта» | 33 |
| 1.4 Проектирование ГТД на базе существующего газогенератора | 34 |
| 1.5 Анализ критериев качества, определяющих облик авиационного ГТД | 37 |
| 1.5.1 Удельный расход топлива..... | 38 |
| 1.5.2 Удельный вес двигателя | 39 |
| 1.5.3 Надежность двигателя..... | 41 |
| 1.5.4 Технологичность двигателя | 46 |
| 1.5.5 Экологические требования..... | 47 |
| 1.5.5.1 Уровень шума | 47 |
| 1.5.5.2 Эмиссия вредных веществ | 56 |
| Контрольные вопросы | 60 |
| Список литературы..... | 61 |
| Глава 2 Взаимосвязи самолёта и двигателя на начальном этапе проектирования...62 | |
| 2.1 Формирование и выбор конструктивно-силовой..... | 66 |
| схемы двигателя | 66 |
| Уровень 0: 01 Силовая система самолёта | 66 |
| Уровень 1: 1.1 Силовая система двигателя..... | 77 |
| Уровень 2: 2.1 Силовая система ротора | 93 |
| Уровень 2: 2.2 Силовая система корпуса | 103 |
| Уровень 2: 2.3 Подшипники..... | 104 |

| | |
|---|-----|
| Уровень 3: Структурные связи элементов роторов и корпусов..... | 109 |
| 3.1 Анализ связей одно-, двух- и трёхвальных роторов..... | 109 |
| 3.2 Структурные связи корпусов одно-, двух- и трёхвальных ГТД..... | 115 |
| 2.2 Проектирование подвески двигателя на самолёте..... | 119 |
| 2.3 Связи входного устройства и двигателя..... | 134 |
| 2.3.1 Защита от обледенения..... | 141 |
| 2.3.2 Заглушение шума вентилятора. Выбор конструктивных и функциональных параметров ЗПК..... | 148 |
| 2.3.3 Защита от попадания посторонних предметов в проточную часть компрессора..... | 157 |
| Контрольные вопросы..... | 165 |
| Проектные задания..... | 167 |
| Список литературы..... | 171 |
| Заключение..... | 172 |
| Электронное приложение (диск) с примером исполнения проектной работы "Конструктивно-силовые схемы ГТД" | |

Введение

Реактивная авиация и авиационные газотурбинные двигатели имеют невеликую по времени историю, начавшуюся в 40-е годы XX века, но несравненно яркую по свершениям и достижениям.

Лучшим тому подтверждением послужат слова восхищения двигателем писателя А. Проханова («Завтра» №37, сентябрь 2008г.):

«...изделия рук человеческих, достигших совершенства, за которым неживая материя вот-вот обретет свойства жизни... Металлическое диво, от которого невозможно отвести глаз... Но ревущая мощь и взрывная непомерная сила пронизана божественной музыкой замысла, математикой хрустальных теорий, восхищением победившего гения...».

Стремительность в совершенствовании авиационных газотурбинных двигателей поражает.

Температура газов перед турбиной с 1940 по 2000гг. увеличилась с 917К (РД-10) до 1900К, т.е. в 2 с лишним раза. Это величайшее достижение стало возможным в связи с успехами в металлургии жаропрочных сплавов, но главное с успехами в совершенствовании систем охлаждения. Вдумайтесь: турбинная лопатка работает под действием огромных центробежных и газовых нагрузок при температуре газа выше температуры плавления жаропрочного материала лопатки.

Степень повышения давления в компрессоре за этот период возросла с 3.18 (ТР-1) до 45 и выше – 15 раз.

Вес двигателя, отнесенный к взлетной тяге двигателя (удельный вес), характеризующий его весовое совершенство, снизился в 7...10 раз и составляет менее 0.15 кг/(кН · ч) у ТРДД и менее 0,1 кг/(кН · ч) у ТРДДФ.

Все эти годы происходил рост максимальной тяги двигателя от 9кН (РД-10) до 50кН и более.

Улучшилась еще одна заглавная характеристика турбореактивного двигателя – удельный расход топлива на взлетном режиме. Он снизился со 132 кг/(кН · ч) (ТР-1) до 25...30 кг/(кН · ч), т.е. в 5 раз.

Высоки достижения в повышении надежности, одна из характеристик которой – наработка в часах на одно выключение двигателя в полете – составляет в начале XXI века более 110 000 часов.

Авиационный двигатель был и остается символом достижений научной и технической мысли своего времени.

0.1 Становление и развитие отечественного газотурбинного двигателестроения. Конструкторские школы

При таком анализе принято разделять всю историю авиационных газотурбинных двигателей на отдельные периоды, а двигатели, созданные в эти годы, на двигатели первого, второго... и т.д. поколений [2]. Каждый период, каждое поколение знаменуют новый качественный шаг в создании ГТД: температура газов перед турбиной T_g^* , суммарная степень повышения давления $\pi_{k\Sigma}^*$, степень двухконтурности m , снижение удельного веса двигателя $\gamma_{дв}$ и др. (таблица 01).

Таблица 01

| Годы | 1940...1950 | 1950...1960 | 1960...1970 | 1970...1985 | 1985...2005 |
|-------------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|
| Поколения | I | II | III | IV | V |
| T_g^* | 1000...1050К | 1150...1250К | 1250...1450К | 1450...1650К | 1650...1900К |
| $\pi_{k\Sigma}^*$ | 3...5 | 8...13 | 14...20 | 25...35 | 30...50 |
| m | 0 | 0 | 0,2...2,5 | 4...8 | 6...17 |
| $\gamma_{дв}$ | 0,6...0,8 | 0,28...0,22 | 0,14...0,18 | 0,12...0,13 | 0,05...0,1 |

I поколение (1940...1950 гг.)

Период становления авиационных ГТД I поколения – наиболее трудный период нашей страны: Великая Отечественная война, трудный период восстановления разрушенного войной народного хозяйства и к этому острейшая необходимость перевода военной авиации на новое качество – реактивную авиацию.

Вот тревожная хроника тех лет:

27 августа 1939 года – первый полет немецкого экспериментального самолета He 178 с ТРД;

15 мая 1941 года – первый полет английского истребителя Глостер с ТРД;

12 июля 1944 года на вооружение ВВС Англии поступил реактивный истребитель Глостер «Метеор».

В том же 1944 году Германия применила истребители He 163В и Me 262 с ТРД на советско-германском фронте. Самолеты с поршневыми двигателями показали свою уязвимость, так как скорость их была на 200-300 км/ч меньше скорости самолетов с ТРД.

У СССР ни реактивных самолетов, ни турбореактивных двигателей еще не было.

Сразу после войны у нашей страны было три возможности решения проблемы создания ТРД:

– на основе собственных разработок;

– с использованием лицензионных проектов;

– на базе трофейных немецких двигателей и с использованием немецких специалистов.

Работы по этим направлениям и стали началом образования *конструкторских школ* по созданию авиационных ТРД.

К 1946 году два опытно-конструкторских бюро (ОКБ), которые ранее создавали поршневые двигатели, приступили к разработке газотурбинных двигателей.

ОКБ-165 под руководством главного конструктора **Люльки А.М.** Работы над созданием ТРД, начатые в 1940г. на Кировском заводе в Ленинграде были прерваны войной и возобновлены в 1943г. В 1945 году создан и прошел стендовые 20-часовые испытания первый отечественный ГТД **С-18** ($P_0 = 12,25 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 3,16$, $T_r^* = 1050\text{К}$), где ротор опирался на подшипники скольжения.

Улучшенный вариант этого двигателя с ротором на подшипниках качения **ТР-1** ($P_0 = 13,6 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 3,16$, $T_r^* = 1050\text{К}$, $C_{y0} = 132 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) прошел Государственные 20-часовые испытания в 1947 году и устанавливался на истребителях Сухог П.О. Су-11, Алексеева С.М. Н-211 и бомбардировщиках Илюшина С.В. Ил-22 с 4 двигателями.

В 1950 году начато создание ТРД **АЛ-5**.



Люлька Архип Михайлович,
1908-1984 гг.



Микулин Александр Александрович,
1895-1985 гг.

ОКБ-300 под руководством Генерального конструктора **Микулина А.А.** к разработке ТРД приступило в 1946 году, были созданы ТРД **АМТКРД-1** ($P_0 = 32,4 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 4$, $T_r^* = 1120\text{К}$, $C_{y0} = 124 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) – Государственные 25-часовые испытания в 1948г. и **АМРД-02** ($P_0 = 41,7 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 5$, $T_r^* = 1120\text{К}$, $C_{y0} = 104 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$). Оба проходили летные испытания на бомбардировщиках **ЕФ-140**.

В 1949 году начато создание самого мощного ТРД в мире к тому времени ТРД **АМ-3** ($P_0 = 85,3 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 6,2$, $T_r^* = 1130\text{К}$, $C_{y0} = 95 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$).

ОКБ-117 и **ОКБ-45** под руководством Генерального конструктора **Климова В.Я.** В 1947...1956 гг. Климов В.Я. одновременно был Генеральным конструктором ОКБ-117 в г.Ленинграде и ОКБ-45 в г.Москве.

С конца 1946г. в этих конструкторских коллективах начались работы по внедрению в производство иностранных ТРД: английских ТРД «**Дверент-V**» с обозначением **РД-500** ($P_0 = 15,6 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 4$, $T_r^* = 1140\text{К}$, $C_{y0} = 107 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$), «**Нин**» с обозначением **РД-45** ($P_0 = 20 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 4$, $T_r^* = 1140\text{К}$, $C_{y0} = 109 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) и немецкого **ЮМО-004** под индексом **РД-10** ($P_0 = 9,0 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 3,2$, $T_r^* = 917\text{К}$, $C_{y0} = 115,7 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$). Эти двигатели устанавливались на первых советских реактивных истребителях Яковлева А.С. – Як-15, Як-17, Лавочкина С.А. – Ла-50М, Ла-152, Сухог П.О. – Су-9 и др.



Климов Владимир Яковлевич,
1892-1962 гг.

Одновременно разрабатывался на базе **РД-45** двигатель с увеличенной тягой ТРД **ВК-1** ($P_0 = 26,5 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 4,2$, $T_r^* = 1170\text{К}$, $C_{y0} = 109 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$).

В 1951 году внедрен в серийное производство первый в стране ТРДФ **ВК-1Ф** – модификация **ВК-1**.



**Кузнецов Николай
Дмитриевич,
1911-1995 гг.**

Конструкторское бюро Государственного союзного опытного завода №2 под руководством Генерального конструктора Кузнецова Н.Д. (с 1949 года). Проектирование и создание ТРД с 1946г. по 1953г. велось совместно советскими и немецкими специалистами. Немецкие специалисты жили с семьями и работали в СССР на контрактных условиях.

На базе разработок, выполненных немецкой фирмой Юнкерс, был создан двигатель ТРД **012Б** ($P_0 = 29,43 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 4,6$, $T_r^* = 1050 \text{ К}$, $C_{y0} = 111,7 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$), который в 1948 году прошел Государственные испытания. Однако дальнейшие работы по двигателю были прекращены. На базе этого двигателя в 1947 году был создан ТВД **ТВ-022** ($N_3 = 3680 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 5,6$, $T_r^* = 1120 \text{ К}$, $C_{y0} = 0,41 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$). В ноябре 1950 года **ТВ-022** прошел 100-часовые Государственные испытания.

Модификация **ТВ-022-ТВ-2** с меньшим удельным расходом топлива ($C_{y0} = 0,349 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) и большим ресурсом под индексом **ТВ-2** проходила в 1951 году летные испытания.

Развитие **ТВ-2** — двигатель с увеличенной мощностью **ТВ-2Ф** ($N_3 = 4600 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 5,6$, $T_r^* = 1150 \text{ К}$, $C_{y0} = 0,34 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$), прошедший сдаточные испытания в 1951 году стал основой создания самого мощного к тому времени турбовинтового двигателя **2ТВ-2Ф**.

В трудных условиях послевоенного времени были созданы первые отечественные ТРД для самолетов военной авиации, которые по своим выходным параметрам не уступали зарубежным аналогам. Сформировались первые конструкторские коллективы по созданию турбореактивных двигателей, которые в последующие годы стали основой конструкторских школ.

II поколение (1950...1960 гг.)

ОКБ-165. Прошел Государственные испытания в 1952 г. ТРД **АЛ-5** ($P_0 = 49 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 4,5$, $T_r^* = 1100 \text{ К}$, $C_{y0} = 97 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$), который устанавливался на опытных самолетах.

В 1953 году создан, а в 1965 году прошел Государственные испытания ТРД **АЛ-7** ($P_0 = 67 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 7$), который стал базой ТРДДФ **АЛ-7Ф-1** ($P_0 = 90,2 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 9,1$, $T_r^* = 1133 \text{ К}$, $C_{y0 \phi} = 204 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$), прошедший Государственные испытания и запущенный в серийное производство в 1960г. Это был первый ТРД, который выпускался массово в разных модификациях и устанавливался на самолетах Су-7, Су-7Б, Су-11, Ту-128, МиГ-27МЛ, Т-405, Т-431.

ОКБ-300. В 1952 году прошел Государственные испытания ТРД **АМ-3**, который устанавливался на бомбардировщике Ту-16 и первом в мире пассажирском реактивном самолете Ту-104. В последующие годы были созданы его модификации **РД-3М-500** и **РД16-15**.

В 1953 году был запущен в серийное производство ТРД с минимальной удельной массой **АМ-5** ($P_0 = 19,6 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 5,8$, $T_r^* = 1130 \text{ К}$, $C_{y0} = 95 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$), масса двигателя 445 кг ($\gamma_{0e} = 0,227 \text{ кг/кН}$). Двигатель устанавливался на истребителе перехватчике

Як-25. В 1953 году был спроектирован двухвальный ТРДФ с регулируемым реактивным соплом **Р11Ф-300**. В 1958 году он прошел Государственные испытания. **Р11Ф-300** стал основой многих модификаций ТРДФ.

ОКБ-117. Был создан ТРДФ **ВК-1Ф** (первый отечественный ТРД с форсажной камерой), устанавливался на истребителе МиГ-17ПФ. Двигатель серийно выпускался у нас в стране, Польше, Чехословакии, КНР. Велись поиски оптимальной конструкции ТРДФ. Начались разработки двигателя для вертолетов. Спроектирован ТВад **ГТД-350** для вертолета Ми-2.

Конструкторское бюро Государственного союзного опытного завода №2. В 1951 году на базе ТВД **ТВ-2Ф** был создан самый мощный к тому времени ТВД2-спарка с общим выносным редуктором **2ТВ-2Ф** ($N_{\Sigma} = 9200 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 6,1$, $T_r^* = 1150 \text{ К}$, $C_{\Sigma} = 0,34 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$) для установки на стратегический дальний бомбардировщик.

В 1953 году работы по двигателю были прекращены, а техническая документация на двигатели **ТВ-2** и **ТВ-2Ф** была передана в Пермь (**ОКБ-19**) и в Запорожье (**ЗМКБ «Прогресс»**) для использования инженерного опыта создания ТРД.

В июле 1951 года начато проектирование ТВД **НК-12 (ТВ-12)** с характеристиками $N_{\Sigma} = 9200 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 9,5$, $T_r^* = 1150 \text{ К}$, $C_{\Sigma} = 0,306 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$. В октябре 1954 года двигатель прошел 100-часовые Государственные испытания, и в различных модификациях с увеличенной тягой до 11025 кВт (15000 л.с.) и удельным расходом $0,281 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$ ($0,207 \text{ кг/л.с.ч}$) устанавливался на стратегическом бомбардировщике Ту-95 и пассажирском самолете Ту-114.

В 1954 году начато проектирование и создание первого отечественного ТРДДФ **НК-6** ($P_0 = 215 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 13,6$, $T_r^* = 1400 \text{ К}$, $m = 2$, $C_{\Sigma} = 173 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч}$) с форсажной камерой во II контуре.

В 1955 году спроектирован и изготовлен ТВД **НК-4** ($N_{\Sigma} = 2944 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 7,9$, $T_r^* = 1250 \text{ К}$, $C_{\Sigma} = 0,281 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$) для пассажирских самолетов Ан-10 и Ил-18. В 1957 году **НК-4** прошел государственные испытания.

ОКБ-19 под руководством **Генерального конструктора Соловьева П.А.** В 1953 году на базе ТВД **ТВ-2Ф**, переданного из ОКБ Генерального Конструктора Кузнецова Н.Д., созданы два двигателя: ТВД **ТВ-2М** с выносным редуктором для бомбардировщика-торпедоносца Ту-91 и ТВад **ТВ-2МВ** для вертолета Ми-6.

На **ТВ-2МВ** была впервые в практике авиадвигателестроения реализована концепция ТРД со свободной турбиной.

Оба двигателя прошли Государственные испытания: **ТВ-2М** в 1954 году, а **ТВ-2МВ** в 1957 году.

В 1956 году начато проектирование ТРДДФ **Д-20** для бомбардировщика. Однако проект самолета был закрыт. Модификация этого двигателя ТРДД **Д-20П** ($P_0 = 54 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 14$, $T_r^* = 1330 \text{ К}$, $m = 1$, $C_{\Sigma} = 89 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч}$) для пассажирского самолета Ту-124 прошел Государственное испытание в 1960 году.



Соловьев Павел Александрович,
1917-1996 гг.

В 1959 году на базе газогенератора Д-20 была создана силовая установка для вертолетов Ми-6 и Ми-10 из двух ТВаД Д-25В и редуктора Р-7.

1956 год – начало разработки проекта одновального ТРДД. Проведены испытания. Подобный двигатель М-53 выполнен фирмой SNECMA на 20 лет позже.

Рыбинское КБМ под руководством Главного конструктора Добрынина В.А. В 1952 году спроектирован и до 1954 года проходил доводку ТРД ВД-5 ($P_0 = 127,5 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 13,6$, $T_r^* = 1150 \text{ К}$, $C_{y0} = 97 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для стратегического бомбардировщика конструкции Мясищева В.М. К тому времени это был самый мощный ТРД.



Добрынин Владимир
Алексеевич,
1895-1978 гг.



Ивченко Александр
Георгиевич,
1903-1968 гг.

ЗМКБ «Прогресс» (Запорожское машиностроительное конструкторское бюро под руководством Главного конструктора Ивченко А.Г.). Турбостартер ТС-12А для ТВД НК-12 был первым ТРД, выданным ЗМКБ «Прогресс». В 1953 году были начаты работы над ТВД ТВ-2Т для транспортного самолета Ан-8 конструкции Антонова О.К. ТВ-2Т создавался на базе ТВ-2, документация которого была передана из ОКБ Кузнецова Н.Д.

В 1955 году ЗМКБ приняло участие в конкурсе на ТВД для пассажирских самолетов Ан-10 и Ил-18. Создан ТВД АИ-20 ($N_3 = 3125 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 7,3$, $T_r^* = 1160 \text{ К}$, $C_{y0} = 0,285 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$). В 1957 году АИ-20 прошел Государственные испытания.

В 1960 году прошел испытания АИ-24 ($N_3 = 1875 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 6,4$, $T_r^* = 1070 \text{ К}$, $C_{y0} = 0,322 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) для пассажирского самолета Ан-24.

В период 1950...1960 гг. ведущие ОКБ, научно-исследовательские институты ЦИАМ (Центральный институт авиационного моторостроения), ЦАГИ (Центральный аэродинамический институт), ВИАМ (Всесоюзный институт авиационных материалов), НИАТ (научно-исследовательский институт авиационных технологий и организации производства) изучили и обобщили опыт создания ТРД I поколения. Выполнены работы по теоретическим основам ТРД, появились достижения в металлургии жаропрочных сплавов и сталей, в технологии точного литья, что позволило сделать шаги по увеличению π_K^* и T_r^* . Все конструкторские коллективы, получив опыт проектирования и доводки ТРД, включились в создание двигателей собственной конструкции. Отставание от стран Запада по уровню совершенства реактивной авиации было преодолено. Оснащение армии стратегическими бомбардировщиками решило проблему досягаемости потенциального противника.

Создан первый в мире пассажирский самолет Ту-104 с двигателем АМ-3, выполнявший регулярные рейсы.

Создан первый в стране ТРДД Д-20П для пассажирского самолета Ту-124.

Создан самый мощный в мире ТВД НК-12 и пассажирский самолет Ту-114, позволяющий выполнить беспосадочный перелет на американский континент.

Созданы ТВД АИ-20 и НК-4 для пассажирских самолетов Ан-10 и Ил-18. Для вертолетов Ми-6 и Ми-10 создан ТВаД ТВ-2М.

III поколение (1960...1970 гг.)

ОКБ-165. В 1965 году разработан проект и создан ТРДФ **АЛ-21Ф** ($P_0 = 87,3 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 12,7$, $T_r^* = 1263 \text{ К}$, $C_{y0} = 194 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$), а в 1969 году его модификация **АЛ-21Ф-3** ($P_0 = 110 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 14,6$, $T_r^* = 1385 \text{ К}$, $C_{y0 \text{ кр}} = 78 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$). Особенностью **АЛ-21Ф-3** является развитая система управления компрессором (10 регулируемых направляющих аппаратов в 14-ступенчатом компрессоре), что определяет высокие удельные параметры двигателя в широком диапазоне режимов. Устанавливался на модификациях самолетов Су-17 и Су-24.

ОКБ-300, Генеральный конструктор Туманский С.К. Выполняются модификации двухвального ТРДФ **Р11Ф-300: Р11Ф2-300** ($P_0 = 60 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 9$, $T_r^* = 1200 \text{ К}$, $C_{y0} = 225 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) в 1961-62 гг. и **Р11Ф2С-300** в 1965 году.

В 1964-69 гг. созданы ТРДФ для истребителей с $M_{II} = 3,0$ **Р15-300** и **Р15Б-300** ($P_0 = 109,8 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 4,75$, $T_r^* = 1230 \text{ К}$, $C_{y0} = 275 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$).

Для фронтового истребителя МиГ-23 создан двухвальный ТРДФ **Р29Б-300** ($P_0 = 112,7 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 12,2$, $T_r^* = 1400 \text{ К}$, $C_{y0} = 184 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$).

Для первого советского самолета вертикального взлета и посадки Як-38 был создан подъемно-маршевый ТРД **Р27В-300** ($P_0 = 59,8 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 10,5$, $T_r^* = 1450 \text{ К}$, $C_{y0} = 184 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) – (1967...1974 гг.).

ОКБ-117, Генеральный конструктор Изотов С.П. В 1963 году прошел Государственные испытания ТВаД **ГТД-350** ($N_e = 298 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 6,0$, $T_r^* = 1200 \text{ К}$, $C_{y0 \text{ К}} = 0,582 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$). В 1965 году передан в серию ТВаД **ТВ2-117** ($N_e = 1103 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 6,2$, $T_r^* = 1090 \text{ К}$, $C_{y0 \text{ К}} = 0,422 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) для силовой установки вертолета Ми-8 из двух двигателей и редуктора **ВР-8**.

Конструкторское бюро Государственного союзного опытного завода №2. Выполнены модернизации ТВД **НК-12: НК-12МА** ($N_e = 11025 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 9,3$, $T_r^* = 1250 \text{ К}$, $C_{y0 \text{ К}} = 0,225 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) для транспортного гиганта Ан-22 «Антей», **НК-12МК** для экраноплана «Орленок», **НК-12МП** для противолодочного ударного комплекса Ту-142, Ту-95МС.

В 1963 году на базе газогенератора ТРДДФ **НК-6**, работы по которому были прекращены, спроектирован ТРДДФ **НК-144** ($P_0 = 167 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 14,6$, $T_r^* = 1390 \text{ К}$, $m = 0,78$, $C_{y0} = 163 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. В 1967...1970 гг. изготавливается модифицированный **НК-144-22** для опытного самолета Ту-22МО. На двигателе **НК-144ВТ** проводилась отработка применения в качестве топлива жидкого водорода, что увеличивало дальность Ту-144 с 6039 до 10146 км.

ТРДДФ **НК-22** и **НК-22М** на базе газогенератора **НК-6** были созданы специально для самолета-бомбардировщика Ту-22М.

Газогенератор **НК-6** стал основой создания ТРДД для магистральных пассажирских самолетов Ил-62 – ТРДД **НК-8-4** ($P_0 = 103 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 10,8$, $T_r^* = 1190 - 1225 \text{ К}$, $m = 1,05$, $C_{y0 \text{ К}} = 82,6 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) и Ту-154 – **НК-8-2У** ($P_0 = 103 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 10,7$, $T_r^* = 1156 - 1230 \text{ К}$, $m = 1,05$, $C_{y0 \text{ К}} = 78,1 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$).

ОКБ-19. На базе газогенератора Д-20 создан ТРДД Д-30 ($P_0 = 66,7 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 18,6$, $T_r^* = 1347 \text{ К}$, $m = 1,0$, $C_{y_{0k}} = 63,3 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для пассажирского самолета Ту-134. Он стал первым отечественным ТРДД, получившим сертификат летной годности.

В Д-30 2-й и 3-й серий был снижен удельный расход топлива до $61,6 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$. Они устанавливались на самолет Ту-134 всех модификаций.

Рыбинское КБМ под руководством Главного конструктора Колесова П.А. Выполнен проект и велась доводка ТРДФ РД36-41 ($P_0 = 157 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 10$, $T_r^* = 1330 \text{ К}$, $m = 1,0$, $C_{y_{0k}} = 194 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для дальнего сверхзвукового самолета Т-4 (Су-100). Однако в 1974 году работы по самолету и двигателю были прекращены.

С октября 1967 года начались работы по созданию ТРД РД36-51А ($P_0 = 196,7 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 15,8$, $T_r^* = 1355 \text{ К}$, $C_{y_{0k}} = 1,25 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144Д. В апреле 1964 года был изготовлен первый отечественный подъемный ТРД РД36-35 ($P = 23 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 4,4$, $T_r^* = 1230 \text{ К}$), работающий циклами 2...3 минуты, для самолетов МиГ-23 и МиГ-21ПФ. Это позволило сократить длину пробега при взлете в 2,5 раза, а при посадке – в 2 раза.

В 1968 году был изготовлен первый двигатель РД36-35ФВ ($P = 28,4 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 5,1$, $T_r^* = 1350 \text{ К}$), а в 1972 году прошел Государственные испытания и передан в серийное производство. Два двигателя РД36-35ФВ и один подъемно-маршевый Р28В-300 (ОКБ-300) составляли силовую установку самолета вертикального взлета и посадки Як-38.

ЗМКБ «Прогресс». Создан ТРДД АИ-25 ($P_0 = 14,7 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 8$, $T_r^* = 1145 \text{ К}$, $m = 2,2$) для пассажирского самолета местных линий Як-40 и самолета сельскохозяйственной авиации М-15. Разработан и запущен в серию вспомогательный ТРД (ВСУ) АИ-8.

ОМКБ (Омское моторостроительное конструкторское бюро) под руководством Главного конструктора Глушеникова В.А. В 1964 году создан и в 1966 году передан в серийное производство ТВаД ГТД-3Ф ($N_e = 662 \text{ кВт}$, $\pi_k^* = 6,5$, $T_r^* = 1142 \text{ К}$, $C_{y_{0k}} = 0,514 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$), который использовался в силовой установке (два двигателя и редуктор) вертолета Ка-25.

В 1965 году создана ВСУ ГТД-5М, которая используется на самолетах и по настоящее время.

IV поколение (1970...1985 гг.)

ОКБ-165. В 1970 году был запущен в серию АЛ-21Ф с увеличенной тягой ($P_0 = 110 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 14,6$, $T_r^* = 1385 \text{ К}$, $C_{y_{0k}} = 190 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$).

В середине 70-х годов создан ТРДДФ АЛ-31Ф ($P_{0\phi} = 125 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 23$, $T_r^* = 1650 \text{ К}$, $m = 0,571$) для истребителя Су-27.

ОКБ-300 под руководством Генерального конструктора Фаворского О.Н. В 1970 году прошел летные испытания и запущен в серийное производство ТРДФ Р29Б-300 ($P_{0\phi} = 112,7 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 12,2$, $T_r^* = 1400 \text{ К}$, $C_{y_{0\phi}} = 184 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для модификаций истребителей МиГ-23 и МиГ-27.

В 1974 году прошел Государственные испытания первый отечественный подъемно-маршевый ТРД **Р27В-300** ($P_0 = 59,8 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 10,5$, $T_r^* = 1450 \text{ К}$) для самолета вертикального взлета и посадки Як-38.

В 1976 году начал серийно изготавливаться ТРДФ **Р35-300** ($P_{0\phi} = 127,5 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 13$, $T_r^* = 1493 \text{ К}$, $C_{y0\phi} = 200 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для самолета МиГ-23МЛ.

В 1979 году в Уфимском филиале под руководством Главного конструктора Гаврилова С.А. разработан и вошел в серию ТРД **Р95Ш** ($P_0 = 40,2 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 8,66$, $T_r^* = 1148 \text{ К}$, $C_{y0\phi} = 87,5 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для самолета Су-25 и его модификаций.

ОКБ-117. В 1972 году прошел Государственные испытания ТВаД **ТВЗ-117** ($N_3 = 1618 \text{ кВт}$, $\pi_K^* = 9,55$, $T_r^* = 1193 \text{ К}$, $C_{y0} = 0,285 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) для вертолетов Ми-117 и Ка-32. Создан ТРД **ТРЗ-117** ($P_0 = 3,8 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 10,7$, $T_r^* = 980 \text{ К}$, $C_{y0\phi} = 88,6 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для беспилотных самолетов Ту-143 «Рейс» и Ту-243 «Рейс Д».

Создан и в 1984 году прошел Государственные испытания ТРДДФ **РД-33** ($P_{0\phi} = 81,4 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 21,0$, $T_r^* = 1536 \text{ К}$, $m = 0,49$, $C_{y0\phi} = 214 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для истребителя МиГ-29.

Двигатель выпускается в различных исполнениях: **РД-33К** для МиГ-29Н и палубного истребителя МиГ-29К, **РД-33** серии 3М с увеличенным ресурсом. **РД-93** для китайского истребителя FC-1, **СМР-95** для французского истребителя Мираж F-1 и Мираж-3.

Конструкторское бюро Государственного союзного опытного завода №2. В 1971 году началась разработка **НК-8-2У** ($P_0 = 103 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 10,7$, $T_r^* = 1230 \text{ К}$, $m = 1,05$, $C_{y0} = 0,59 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) с улучшенной экономичностью на 4-5%, ресурсом до первой переборки 8000 часов и назначенным ресурсом более 18000ч. В 1972 году началось его серийное изготовление.

В 1974 году был создан стартовый ТРДД **НК-8-4К** для экраноплана «Орленок».

В 1974...80 гг. создан ТРДД **НК-86** ($P_0 = 127,5 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 12,93$, $T_r^* = 1260 \text{ К}$, $m = 1,18$, $C_{y0\text{кр}} = 75,5 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для первого отечественного широкофюзеляжного пассажирского самолета Ил-86. В 1987 году вошла в эксплуатацию его модификация **НК-86А** с улучшенными характеристиками на взлете и увеличенным ресурсом.

В 1986 году на базе **НК-86** создан двигатель для экранопланов «Лунь» и «Спасатель».

С 1974 года велись работы по двигателям **НК-88** с топливом – жидкий водород, и **НК-89** с топливом – сжиженный природный газ. В 1988 году был выполнен первый полет летающей лаборатории Ту-155 с двигателем **НК-88**, а в январе 1989 года самолета Ту-156 с двигателем **НК-89**.

С 1977 года создавался новый ТРДДФ **НК-25** ($P_{0\phi} = 245 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 25,4$, $T_r^* = 1597 \text{ К}$, $m = 1,45$, $C_{y0\phi} = 212,2 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) – трехвальный двигатель с электронной системой управления для бомбардировщика Ту-22МЗ.

Газогенератор **НК-25** стал основой двигателей **НК-56** ($P_0 = 177 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 25,5$, $T_r^* = 1571 \text{ К}$, $m = 4,9$, $C_{y0\text{кр}} = 0,63 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) и **НК-64** ($P_0 = 157 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 27,6$, $T_r^* = 1548 \text{ К}$, $m = 4,1$, $C_{y0\text{кр}} = 0,59 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для пассажирских лайнеров Ил-96-300 и Ту-204. Развитием **НК-25** стал ТРДДФ **НК-32** ($P_{0\phi} = 245 \text{ кН}$, $\pi_K^* = 28,4$, $T_r^* = 1630 \text{ К}$,

$m = 1,4$) для стратегического бомбардировщика. Во второй половине 80-х годов начались разработки нового турбовентиляторного двигателя.

ОКБ-19. На базе газогенератора Д-30 в начале 1980 года создавались проекты двигателя для пассажирских самолетов Ил-96-300 и Ту-214 ТРДД **ПС-90А** ($P_0 = 157 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 35,5$, $T_f^* = 1640 \text{ К}$, $m = 4,5$, $C_{y0 \text{ кр}} = 60,7 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$).

В 1985 году **ПС-90А** победил на конкурсе двигателя для пассажирских самолетов.

Создана модификация **ПС-90А2** с увеличенной $T_f^* = 1691 \text{ К}$ и уменьшенным $C_{y0 \text{ кр}} = 60,6 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$.

Рыбинское КБМ. В 1981...85 гг. создан подъемный ТРД **РД-38** для самолета вертикального взлета и посадки Як-38М и **РД-38А** для самолета Ан-71.

ЗМКБ «Прогресс» под руководством Генерального конструктора **Лотарева В.А.** В начале 70-х годов прошлого столетия был создан проект ТРДД с высокой степенью двухконтурности и по трехвальной схеме **Д-36** ($P_0 = 63,7 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 20,2$, $T_f^* = 1450 \text{ К}$, $m = 5,6$, $C_{y0 \text{ кр}} = 66,2 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для самолетов Як-42 и Ан-72.

В 1984 году прошел государственные испытания трехвальный ТРДД **Д-18Т** ($P_0 = 230 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 25$, $T_f^* = 1600 \text{ К}$, $m = 5,6$, $C_{y0 \text{ кр}} = 58,2 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для сверхтяжелых транспортных самолетов Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрия».

ОМКБ. В 1970 году был спроектирован турбовинтовой двигатель и его модификации **ТВД-10Б** ($N_e = 706 \text{ кВт}$, $\pi_k^* = 7,4$, $T_f^* = 1160 \text{ К}$, $C_{y0} = 0,347 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) для самолета Ан-38, **ТВД-10М** для корабля на воздушной подушке.

V поколение (1985...2005 гг.)

После смены общественного строя в России резко изменились приоритеты в развитии двигателестроения, прекратилось плановое финансирование опытных предприятий. Все это потребовало от двигателестроительных ОКБ, которые стали в большинстве открытыми акционерными обществами, строить новую стратегию отношений с партнерами и государством.

Темп создания новых авиадвигателей резко упал. Конструкторские школы использовали свои заделы.

ОКБ-117 (переименовано в ГУНПП «Завод им. В.Я.Климова»). В 1999 году получил сертификат летной годности ТВД совместной разработки ЗМКБ «Прогресс» и завода им. В.Я.Климова **ТВ3-117ВМА-СБМ** ($N_e = 1840 \text{ кВт}$, $\pi_k^* = 9,3$, $T_f^* = 1293 \text{ К}$, $C_{y0} = 0,271 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) для самолета Ан-140.

С 1985 года разрабатывается ТВД **ТВ7-117С** ($N_e = 1840 \text{ кВт}$, $\pi_k^* = 9,2$, $T_f^* = 1525 \text{ К}$, $C_{y0} = 0,272 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$). В 1997 году двигатель сертифицирован.

На базе газогенератора **ТВ7-117С** разработан ТВаД **ТВ7-117В** и **ТВ7-117ВК** для вертолетов нового поколения.

ОКБ-300 (переименовано в АМНТК «Союз»). Создан ТРД **Р195** ($P_0 = 42,2 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 9,0$, $T_f^* = 1188 \text{ К}$, $C_{y0} = 89,5 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для самолета Су-25 и его модификаций.

В 1997 году прошли сдаточные испытания подъемно-маршевого ТРДДФ Р79 и его модификация Р79В-300 ($P_{0\phi} = 152 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 22$, $T_r^* = 1620\text{К}$, $m = 0,8$, $C_{y\phi} = 58,2 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$) для сверхзвукового самолета вертикального взлета и посадки Як-141.

ОКБ-165 (переименован в АОО «А.Люлька-Сатурн», в 2001 после слияния с ОАО «Рыбинские моторы») получило название ОАО НПО «Сатурн»). В 1995 году были проведены летные испытания ТРДДФ АЛ-41Ф для истребителей 5-го поколения.

Выполнены модификации АЛ-31Ф для самолета Су-37.

Велись работы по созданию ТРД АЛ-55 ($P_0 = 21,6 \text{ кН}$, $C_{y0} = 72,3 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$).

ОКБ и опытный завод №2 (переименован в СНТК им. Н.Д. Кузнецова). Выполнен ТРДДФ НК-321 – улучшенный вариант НК-32 ($P_{0\phi} = 245 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 28,2$, $T_r^* = 1630\text{К}$, $m = 1,6$). Создан ТВВД НК-93 ($P_{0\phi} = 171 \text{ кН}$, $\pi_k^* = 37$, $T_r^* = 1600\text{К}$, $m = 16,6$, $C_{y\phi} = 50 \text{ кг/кН} \cdot \text{ч}$), первый в мире ТВВД со сверхвысокой степенью двухконтурности и закопотированным двухступенчатым винтовентилятором с редукторным приводом.

На базе газогенератора НК-93 выполнена модификация ТВД НК-110 с задним расположением винтовентилятора.

ОКБ-19 (переименовано в Пермское ОАО «Авиадвигатель»). В 1991 году прошел Государственные испытания ТРДД ПС-90А для пассажирских самолетов Ил-96-300 и Ту-204. Разработаны модификации этих двигателей ПС-90А-76 и ПС-90А-154 для самолетов Ил-76 и Ту-154.

РКБМ (переименовано в ОАО НПО «Сатурн»). В 1996 году были проведены стендовые испытания двигателя ТВД-1500 ($N_e = 1137 \text{ кВт}$, $\pi_k^* = 14,4$, $C_{y\phi} = 0,266 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$), который предназначался для самолета Ан-38. На его базе созданы ТВд РД-600 и РД-600М для боевого вертолета Ка-62.

Совместно с фирмой Спесста создан ТРДД Sam-146 для пассажирского самолета SSI100-75.

ЗМКБ «Прогресс» (с 1994 «Запорожское МКБ «Прогресс» им. А.Г.Ивченко»). Создан ТВВД Д-27 с открытым винтовентилятором ($N_e = 10290 \text{ кВт}$, $\pi_k^* = 22,9$, $T_r^* = 1640\text{К}$, $C_{y\phi} = 0,231 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) для самолета Ан-70 (1993г.).

В 1994 году получил сертификат летной годности ТВд Д-136 на базе газогенератора Д-36.

Совместно с ОКБ завода им. В.Я.Климова создан ТВД ТВЗ-117ВМА-СБМ для самолета Ан-140.

ОМКБ. В 1990 году прошел Государственные испытания ТВД-20 ($N_e = 1051 \text{ кВт}$, $\pi_k^* = 7,4$, $T_r^* = 1140\text{К}$, $C_{y\phi} = 0,456 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) для самолета Ан-3. Вспомогательная силовая установка для самолета Ту-204 – ВГТД-43 ($N_e = 30..40 \text{ кВт}$).

С участием ГУНПП «Завод им. В.Я.Климова» создан ТВд ТВ-0-100 ($N_e = 630 \text{ кВт}$, $\pi_k^* = 9,2$, $T_r^* = 1300\text{К}$, $C_{y\phi} = 0,396 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$) для вертолета Ка-126.

В 1992 году прошел сдаточные испытания ТРДД-50 ($P_0 = 4,9 \text{ кН}$).

0.2 Построение учебного издания

Учебное издание написано с отходом от общепринятых, устоявшихся приемов изложения материала – в основу положен системный подход [1].

Метод системного анализа при проектировании сложных объектов, а в нашем случае авиационных газотурбинных двигателей, включает в себя:

- разработку общей схемы решения проектной задачи;
- декомпозицию сложной конструкции объекта с выделением существенных связей между подсистемами и элементами;
- назначение критериев;
- поиск альтернативных решений;
- обоснование решений.

Главное в системном подходе – декомпозиция, т. е. разбиение сложной системы или объекта на части или элементы и выделение существенных связей элементов внутри объекта, что позволяет оптимизировать объект.

Однако выделение существенных связей внутри системы или объекта очень продуктивно при изучении самого объекта и его элементов. Поэтому в учебном издании изучение каждого модуля двигателя или элементов этого модуля начинается с декомпозиции и установления функциональных и структурных связей.

Различия между объектом и элементом состоят в следующем:

- объект может самостоятельно решать задачи в своем классе операций, т. е. действий с результатом (двигатель создает тягу);
- элемент может применяться в операции и создавать в ней полезный эффект только в составе объекта. Элементы жестко объединены связями и условиями размещения в корпусе объекта.

Объект может входить в сложную систему и рассматриваться в многообразии его связей с этой системой (двигатель – самолет).

Объект, в свою очередь, декомпозируется на элементы, по отношению к которым он может играть роль сложной системы.

Общие правила декомпозиции таковы:

Систему можно исследовать (изучать) по частям, разбив ее на уровни $1 \dots q$. Один из уровней n должен включать разрабатываемый объект со связями, идущими от него вверх к уровню $n+1$, вниз – к уровню $n-1$ и по горизонтали к подсистемам и элементам того же ранга. Могут быть случаи, когда отдельные связи идут к подсистемам более высокого уровня, минуя уровень n .

Разрабатываемый объект вырезается из тела системы, при этом в сечениях возникают «силы связей», до этого скрытые в системе. Из всего обилия связей оставляется минимальное число существенных. Выбранные существенные связи S подробно описываются (исследуются), что позволяет составить требования к подсистемам и элементам со стороны объекта, оптимизировать подсистемы и элементы и объект в целом. Описать, исследовать существенные связи возможно только при глубоком понимании конструкции объекта и его подсистем и элементов. В этом привлекательность системного подхода при изучении конструкции сложных объектов.

В учебном издании каждый основной модуль (компрессор, турбина, камера сгорания и т.д.) рассматривается как объект или подсистема, так как реализует законченное действие, направленное на решение конкретной задачи (например, подвод тепла к рабочему телу в камере сгорания).

Исходя из этого определяются уровни разбиения конструкции при декомпозиции. В каждом уровне выделяются *основные элементы* и *существенные связи* между элементами и объектом и между элементами одного уровня.

Понятие существенные, т.е. наиболее полезные при анализе и изучении объекта связи, означает и то, что рассмотрение всего многообразия связей очень трудоёмко и

потому, определяя набор рассматриваемых связей, в каждом отдельном случае следует исходить из конкретной задачи анализа.

Такой подход позволяет рассматривать каждый элемент, деталь изучаемого узла (модуля) в его связи с другими элементами и полезность этих связей для функционирования узла. Поэтому для изучения каждой главы учебного издания полезно в самом начале изучить структуру декомпозиции и роль каждого элемента, а затем изучать текст, опираясь на схему декомпозиции.

Учебное издание входит основным компонентом в систему формирования инженера-конструктора, получившую в Самарском государственном аэрокосмическом университете название «*системы пятой группы*».

Идея этой системы подготовки современных инженеров-конструкторов состоит в том, что выпускник должен уметь проектировать авиационные газотурбинные двигатели и их элементы и на этой базе создавать оригинальные проекты других сложных изделий, уметь находить новые инженерные решения и в совершенстве владеть современными компьютерными технологиями проектирования.

Устойчивые конструкторские навыки формируются за счет многократности повторения материала в разных формах. Так, каждая тема в дисциплинах «Основы проектирования АД и ЭУ» и «Компьютерное проектирование основных узлов АД и ЭУ» прорабатывается студентами четыре раза: лекционный курс, лабораторная работа, проектная работа как специальное задание, формирующее конструкторские навыки, и наконец, контрольная работа.

Поэтому в завершение каждой главы учебного пособия внесены контрольные вопросы. В главе 2, где рассматриваются конструктивно-силовые схемы, приведены также проектные задания.

Проектные работы в данном случае нужно понимать как упражнения, позволяющие получить первичные навыки по переделке базовой конструкции цеха, а их за 2 семестра выполняется 8 (после изучения каждого модуля). Как показал опыт у студента при этом формируется осознание своих возможностей создавать новое, решать любую конструкторскую задачу. В пособие дано электронное приложение с одним из примеров исполнения проектной работы «Конструктивно-силовые схемы ГТД». Проектные работы являются прелюдией *сквозного группового курсового проекта*, где 4...6 студентов проектируют весь газотурбинный двигатель, а не отдельный модуль компрессора или турбины, как в стандартной программе.

К выполнению такого проекта студент подходит осмысленно, с четким пониманием способов решения проектной задачи. Торжествует принцип «что сделано хорошо, то сделано дважды» (Д. Доул).

Отметим, что сквозной групповой курсовой проект является основой формирования будущего инженера-конструктора. Здесь связываются единой целью курсовые проекты и курсовые работы по разным дисциплинам: теория ВРД, теория лопаточных машин, проектирование и конструирование ВРД, надежность ВРД, компьютерные технологии проектирования и конструирования ВРД, автоматическое регулирование ВРД, технология сборки ВРД, технология механической обработки.

Результат обучения в «системе пятой группы» – высокая профессиональная выучка, широкий спектр знаний и минимальное время адаптации в рабочем коллективе.

Автор благодарит Ефимова С.П., Жданова И.А., Гречишникову О.В., Чапина И.С., Ганиева Е.В., Коротыгина А.А. и Швецова А.В. за помощь в оформлении рукописи.

Глава 1 Основы проектирования ГТД

Последний известный учебник по конструкции и проектированию авиационных двигателей, написанный группой педагогов кафедры конструкции авиадвигателей Московского авиационного института под общей редакцией проф., д.т.н. Хронина Д.В. вышел в свет в 1987 г.

За эти 20 лет сама технология проектирования претерпела большие преобразования, движущим началом в которых было широкое использование компьютерной техники и численных методов в проектных операциях. Эти изменения можно смело назвать революционными.

Главный результат этих перемен – реальная возможность сокращения времени создания авиационного двигателя. Это сокращение сроков важно не только уменьшением временных и материальных затрат, что часто тоже решает судьбу проекта, но и потому, что появляется надежда на синхронизацию циклов создания самолета и двигателя.

В авиационной промышленности существует проблема создания нового двигателя для конкретного нового самолета: двигателестроительная фирма или ОКБ должны приступить к созданию двигателя раньше, чем появятся требования к его установке на самолет. Это объясняется тем, что цикл создания двигателя продолжительнее цикла создания самолета.

Еще в начале 90-х годов двигатель создавался от проекта до сертификации 7...9 лет (из них от запуска в производство до сертификации 5..6 лет), а цикл создания самолета на 2...3 года короче. Из-за несовпадения циклов создания двигателя и самолета росли затраты времени и средств двигателестроителей. Это несовпадение влияло и на характеристики двигателя и самолета.

Поэтому в разрешении задачи сближения циклов создания двигателя и самолета заинтересованы все двигателестроительные фирмы, делаются попытки сокращения сроков создания двигателя. В качестве примера таких усилий рассмотрим предложение фирмы Дж. Электрик по сокращению цикла создания двигателя: от доводки до запуска в производство, до получения сертификата летной годности (сертификат типа двигателя – это документ, подтверждающий, что рассматриваемый двигатель удовлетворяет требованиям норм летной годности двигателей воздушных судов).

На рис. 1.1 показана схема комплексного цикла разработки, сертификации и ввода в эксплуатацию двигателя.

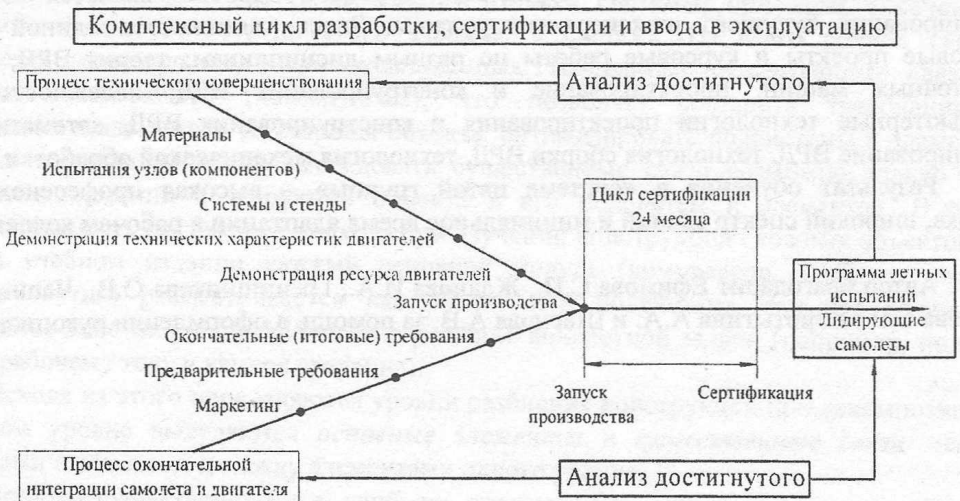


Рис. 1.1 Схема синхронизации циклов создания двигателя и самолета [8]

Для анализа на схеме можно выделить два этапа создания авиационного двигателя: *I этап – процесс технического совершенствования (доводки) двигателя* и *II этап – запуск в производство и проведение полного цикла испытаний, предусмотренных программой сертификации двигателя.*

Раздел «Испытания узлов (компонентов)» (см. рис.1.1) – один из наиболее трудоемких. По определению официального источника «Авиационные правила. Часть 33 (АП-33)» компоненты двигателя – это узлы, системы и агрегаты, входящие в типовую (т.е. сертифицированную) конструкцию двигателя. Испытания компонентов делаются для тех узлов, систем, агрегатов, которые не могут быть проверены при проведении длительных испытаний полноразмерного двигателя. Например, испытания топливной, масляной, и пневматической систем, системы запуска при высоких и низких температурах внешней среды, или проверка характеристик компрессора, проверка работоспособности камеры сгорания, или проверка нагрузки на узлы крепления и проверка защиты от раскрутки ротора свободной турбины (всего 17...19 испытаний).

На I этапе демонстрируются (достигаются) технические характеристики двигателя (удельный расход топлива, эмиссия, шум, масса и др.) и ресурс двигателя при стендовых испытаниях. Задачи, решаемые самолетной фирмой на I этапе, на схеме не прописаны и только отмечены точки рождения требований к двигателю.

Учитывая, что целью синхронизации, выдвинутой фирмой Дж. Электрик, является сокращение сроков создания двигателя на II этапе, начнем анализ со II этапа, а возможность ускорения работ на I этапе рассмотрим позднее.

План, названный «Стратегия сквозного создания двигателя», предусматривает:

- детальное конструирование двигателя (согласование стыковочных элементов двигателя и самолета) должно начаться только после того, как будут установлены все требования к самолету (*а следовательно и к двигателю!*) и *представлены фирме перед тем, как будут выделены ресурсы для создания силовой установки (это исключает повторы работ из-за изменения требований к двигателю);*

- все требования заказчика к двигателю, включая вес, стоимость, эмиссию, удельный расход топлива, шум, как и календарный план, должны быть, очевидно, достижимы до запуска в производство (это означает получение положительных результатов по I этапу);

- все технологические процессы, необходимые для создания двигателя, должны быть проверены и готовы для запуска производства;

- все участники проекта и поставщики (материалов, агрегатов и т.д.) должны быть названы до запуска производства, и каждый из них должен быть полностью осведомлен, что ему необходимо выполнить, чтобы обеспечить успех программы;

- планы испытаний и сертификации должны быть стандартизованы.

В каждой сертификационной программе испытывается 6 опытных двигателей вместо ранее планировавшихся 10. Каждый двигатель имеет конкретное назначение (или это двигатель для подтверждения ресурса, или двигатель для демонстрации характеристик и т.д.).

Как видно, «Стратегия» представляет собой набор организационных мер, которые по утверждению фирмы позволяют уменьшить время на реализацию II этапа с 5...6 лет до 2 лет (24 месяца, а в дальнейшем 18 месяцев).

Итак, речь идет о сокращении сроков II этапа до 24...18 месяцев от запуска в производство до получения сертификата летной годности.

А что же со временем, отведенным на проектирование и доводку двигателя, то есть с I этапом создания двигателя? Предполагается сократить общий цикл проектирования, разработки (доводки) и сертификации до 30 месяцев.

Если считать, что на II этап отводится 18 месяцев, то на первый этап остается 12 месяцев – в 2...3 раза меньше, чем было ранее. Где резервы?

Обратимся опять к рис. 1.1. На I этапе должны быть завершены все проектные работы, изготовлены опытные двигатели, проведены испытания с достижением требуемых характеристик всех узлов и испытания компонентов во всех ожидаемых атмосферных и полетных условиях, проведена серия длительных испытаний для подтверждения ресурса и ряд специальных испытаний.

Сокращать время возможно на процедурах проектирования, достижении необходимых характеристик узлов и систем. Просто уменьшать физическое время испытаний, очевидно, невозможно. Но время на подготовку испытаний, на обработку результатов постоянно сокращается. Возникают новые технологии доводочных испытаний. Натурные экспериментальные работы по доводке компрессора (достижению КПД и газодинамической устойчивости, при выполнении норм прочности) в настоящее время полностью заменяются моделированием трехмерных течений, и к восторгу расчетчиков заявленные (расчетные) характеристики подтверждаются на первых же натурных проверках. Эти успехи сокращают время.

При прямом эксперименте каждое изменение профилирования лопатки нужно было подтвердить изготовлением новой лопатки и проверкой результата натурными испытаниями. Настройка ступеней многоступенчатого компрессора длилась годами. Сейчас это время зависит от квалификации проектировщика и спрессовано в недели. Не является редкостью и получение расчетных параметров по тяге, удельному расходу, температуре газа перед турбиной на первом же испытании двигателя.

Совершенствование программ численного моделирования процессов, происходящих в узлах двигателя, широкое использование машинной графики, в том числе объемного моделирования, повысили производительность труда при проектировании в 2...3 раза.

Меняется отношение к возможностям и обязанностям конструктора узла. Современные средства проектирования: ЭВМ, расчетные пакеты ANSYS и др. позволяют проводить все проектные операции одному лицу. Покажем это на примере проектирования охлаждаемой рабочей лопатки турбины. Конструктор в рамках заданных профилей по высоте лопатки определяет конструктивные параметры пера, бандажной полки, полки хвостовика, ножки и собственно хвостовика, выбирает, делая нужное число итераций, систему охлаждения и, наконец, оценивает прочность всех элементов лопатки.

Следовательно, при современных средствах проектирования высококвалифицированный конструктор может вести полный цикл проектных работ, выполняя работу расчетчиков – газодинамиков, расчетчиков по тепловым расчетам и расчетчиков – прочнистов (однако практически не удастся обратное – сделать из расчетчика конструктора, ибо конструктор высшей квалификации это не просто инженер, это призвание). Принято, что окончательное заключение по эффективности и по прочности в рассмотренном примере должны дать специалисты расчетчики, которые в данной ситуации выступают в качестве экспертов. Похоже, подтверждается старое суждение, что конструктор является заглавной фигурой в производстве двигателя: он в равной мере находится в производственных отношениях с инженерами ОКБ, металлургами, технологами, испытателями и управленцами всех уровней.

Итак, сокращение цикла создания двигателя на I этапе основывается на организационных мерах, на повышении производительности труда проектировщиков и на создании новых технологий проектирования и новых исполнений элементов двигателя и его систем, которые разрабатываются подчас «впрок» в виде задела, до того как они будут востребованы.

Наши рассуждения позволяют сделать вывод, что современные средства проектирования повышают роль конструктора в создании двигателя, заставляя его овладевать смежными профессиями расчетчика – газодинамика и расчетчика-прочниста. Ибо *проектирование узлов двигателя становится успешным только при условии понимания процессов, происходящих в нем, условий нагружения элементов.*

Важным компонентом сокращения времени создания двигателя на I этапе является создание научного и экспериментального задела.

«...Заглядывать в будущее, развивать технологии, которые будут востребованы для следующих поколений коммерческих двигателей, доводить до совершенства эти технологии и сохранять их пока не потребуются». Это принцип работы не только фирмы Дж. Электрик.

На всех двигателестроительных фирмах имеются экспериментальные стенды для отработки компонентов двигателя и основных узлов: компрессора, камеры сгорания, системы охлаждения турбины и др. Это материальная основа создания задела. Широкое использование заделов при планировании, проведении и обработке результатов эксперимента позволяет ускорять темп создания новых технологий.

1.1 Системный подход к решению задач проектирования

Технические объекты типа авиационного газотурбинного двигателя, входящие в состав технического объекта или системы более высокого уровня – самолета, сами состоят из определенного числа подсистем. Поэтому, если вести проектирование двигателя, то необходимо учитывать «интересы» большой системы и подсистем двигателя. То есть проектируемый технический объект – двигатель – находится в сложных технических связях с другими объектами и системами.

Необходимость учета этих связей при проектировании сложных объектов определяет широкое использование *системного подхода*, который предусматривает рассмотрение каждого объекта или подсистемы в многообразии связей с другими объектами и подсистемами с оптимизацией параметров подсистем, которая в конечном счете поднимает эффективность проектируемого объекта и большой системы, в которую входит объект.

Обычно оптимизация большой сложной системы целиком (со всеми составляющими объектами и связями) очень сложна в реализации из-за организационных и вычислительных трудностей.

Поэтому распространенным рабочим аппаратом проектирования является *метод разбиения, декомпозиции системы*.

Цель декомпозиции, с одной стороны, – упростить задачу формирования сложной системы путем рассмотрения ее по частям, а с другой, – расширить фронт работ по формированию системы, предоставив автономность разработчикам частей после установления связей и требований к каждой части основного объекта проектирования.

Системный подход при проектировании предусматривает рассмотрение каждого объекта в многообразии связей с другими объектами и большой системой и оптимальное построение его, дающее максимальный полезный эффект [1].

Технический объект, в нашем представлении, – авиационный газотурбинный двигатель – входит в виде подсистемы в более сложную систему – летательный аппарат, самолет. Но двигатель наделен всеми признаками сложной системы, это комплекс взаимосвязанных элементов, обладающих свойствами подсистем.

Таким образом, в задачу создания объекта необходимо вводить как минимум три качественно различные системные единицы, связанные между собой и принадлежащие различным уровням: *большую систему* – самолет, *объект* – двигатель, входящий в состав большой системы, и *элемент* – структурную единицу объекта. Как указывалось ранее, системные различия между объектом и элементом состоят в том, что объект может самостоятельно решать задачи в выделенном классе операций, производить действия с запланированным результатом, элемент же дает полезный эффект только в составе объекта.

Объекты в составе большой системы (двигатели в составе самолета или отдельные узлы в составе двигателя) образуют разнесенную в пространстве и во времени структуру со связями как в системе управления, так и в проектных параметрах, задающих материальную основу объекта (размеры, форма, масса, тяга и др.).

Элементы же жестко объединены системой управления и структурными связями при размещении в корпусе объекта.

Итак, чтобы воспользоваться возможностями системного подхода, необходимо выполнить разбиение, *декомпозицию* сложной системы на части, вскрыть, таким образом, структурные и функциональные связи между частями и провести оптимизацию каждой части с использованием параметров связей как ограничений.

Рассматривая проектирование авиационного двигателя как объекта для системы более высокого уровня – летательного аппарата, распространим на нее рассмотренные принципы разбиения (рис. 1.2).

1. Сложную систему (летательный аппарат) можно декомпозировать, разбив ее на уровни от 1 до q .

2. Один из этих уровней n есть разрабатываемый объект – авиационный двигатель со связями, идущими от него вверх к сложной системе уровня $n-1$ и вниз – к элементам или подсистемам уровней $n-1$, $n-2$ и т.д. По горизонтали вскрываются связи между подсистемами уровня $n-1$, $n-2$ и т.д.

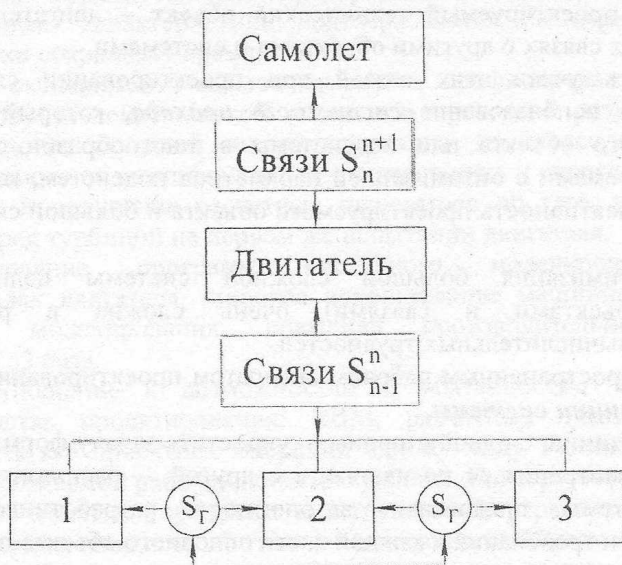


Рис. 1.2 Схема существенных связей между составляющими сложной системы разных уровней

3. Технический объект – авиационный двигатель – состоит из отдельных узлов-модулей, которые при декомпозиции составляют уровень $n-1$. Узлы выполняют функции подсистем с определенным наперед заданным эффектом. Например, компрессор обеспечивает сжатие воздуха, камера сгорания – подвод тепла к рабочему телу и т.д.

Объект уровня $n-1$ (например, компрессор) вырезается из тела объекта n (двигателя), при этом в месте сечений обнажаются связи, до этого скрытые в объекте n .

Из всего множества связей выбираются для анализа минимальное число *существенных связей*, которые определяют выполнение основных функций узла – *функциональные связи* и различные взаимосвязи с соседними узлами – *структурные связи*.

4. Существенные связи определяют линии взаимодействия коллектива конструкторов, разработчиков данной подсистемы уровня $n-1$ (компрессор) с другими коллективами, проектирующими другие узлы (камера сгорания, турбина и т.д.). По такому принципу декомпозиции уровня $n-1$ и строится организационная структура ОКБ. Каждый конструкторский отдел после установления параметров связей своего узла и утверждения этих связей руководством ОКБ работает самостоятельно, зная только свой узел и за него неся ответственность.

1.2 Этапы разработки проекта двигателя

Процесс разработки (проектирования и доводки) двигателя, начиная с зарождения идеи, серийное производство и период использования вплоть до снятия с эксплуатации составляют этапы его жизненного цикла.

Процесс проектирования двигателя как технического объекта регламентируется стандартами и обычно укладывается в такую схему (рис.1.3):

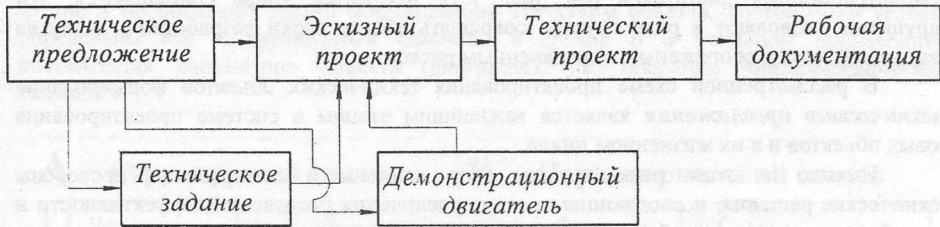


Рис. 1.3 Схема разработки проекта

Начальный этап – **техническое предложение** (ТП) – начинается с концепции и идеи, завершается разработкой технического облика проектируемого объекта, определяемого в нашем случае компоновкой двигателя, с результатами термодинамического проектирования и определения размеров проточной части, оценкой прочности и показателей эффективности (удельного расхода топлива, массы двигателя и затрат). Итогом этапа является выбранный вариант конструкции двигателя и проект технического задания (ТЗ) на проектирование двигателя.

Последовательное уточнение исходных данных и конструкторских решений в ходе итерационных циклов процесса проектирования позволяет одновременно приближаться к оптимальному варианту двигателя и оттачивать и суммировать требования ТЗ; таким образом, формирование задания и решений реализуется как единый процесс создания объекта.

Техническое задание (ТЗ) на проектирование двигателя или его узлов содержит основные требования к выходным параметрам. Это документ, который утверждается Заказчиком и дает право детальной проработки двигателя на следующих этапах проектирования (эскизный, технический проект).

Эскизный проект определяет конструктивный облик двигателя на конкурсных просмотрах и включает разработку чертежа общего вида двигателя, технические характеристики – параметры двигателя, описание и обоснование конструкции, расчеты, подтверждающие работоспособность и надежность конструкции (термодинамическое и газодинамическое проектирование, расчеты на прочность основных деталей), экономическое обоснование преимуществ эксплуатации разрабатываемого двигателя).

Успешная защита эскизного проекта перед Заказчиком обычно открывает начало финансирования разработки двигателя и переход к следующему этапу.

Технический проект разрабатывается, если это предусмотрено техническим заданием или протоколом рассмотрения технического предложения или эскизного проекта, и служит для выявления окончательных проектных решений. Технический проект представляет собой детальную проработку конструкции двигателя за счет создания проектов узлов с использованием для этого задела опытно-конструкторских работ и новых проектных решений, за счет полного газодинамического и теплового проектирования, подтверждения запасов прочности всех основных деталей, содержит оценку технологичности и экономических затрат.

Рабочая документация – это завершающий этап, итог всех предыдущих этапов, позволяющий начать изготовление опытных экземпляров двигателя. Она предполагает разработку всех чертежей на электронных или других носителях, технических условий и инструкций на изготовление и сборку узлов и двигателя в целом, инструкций на проведение контрольных операций, испытаний и др.

Отметим, что в процессе создания авиадвигателей (да и других изделий) границы между этапами проектирования иногда не соблюдаются, они проникают друг в друга: этапы проектирования сопровождаются изготовлением и испытанием демонстрационных двигателей (см. рис. 1.3), некоторые этапы совмещаются, эти нарушения позволяют в ряде случаев сокращать общие сроки разработки и выпуска двигателей, хотя и сопряжены с определенным риском.

В рассмотренной схеме проектирования технических объектов формирование **технического предложения** является важнейшим этапом в системе проектирования новых объектов и в их жизненном цикле.

Именно на этом этапе должны быть найдены и аналитически проверены технические решения, позволяющие достичь увеличения показателей эффективности и потребительских качеств объекта при ограничении затрат.

Неудачные решения и, тем более, ошибки на этапе технического предложения с трудом исправляются на последующих этапах проектирования и преследуют объект на всех этапах жизненного цикла либо вынуждают прекратить разработку на одном из этапов.

Нужно помнить, что только на этапе технического предложения существуют широкие возможности поиска лучших решений и их исправления в проектных итерационных циклах. По мере дальнейшего хода разработки объекта возможность уточнения, исправления решений все время сужается, все большая часть параметров теряет право на изменение.

Вот почему на этом начальном этапе не следует жалеть времени и материальных затрат. Во многих случаях эти затраты составляют единицы процентов от общей стоимости жизненного цикла объекта, а показатели эффективности на 50...70% определяются решениями, принятыми на этапе технического предложения.

Поэтому выработаны определенные правила организации работ на этом этапе:

1. На этапе технического предложения нельзя вести разработку по заранее сформированному ТЗ, сковывающему творческую инициативу конструкторов и исследователей. Исследования предназначены в том числе и для выработки целенаправленного ТЗ на все последующие этапы разработки объекта.

2. При проектировании сложных систем возделенной целью является нахождение строго глобального оптимума. Однако постановка такой задачи не всегда справедлива из-за высокой размерности расчетной модели, неопределенности критериев и ограничений, внешних факторов и т.д. Поэтому основной задачей технического предложения является поиск конструкций, близких к оптимальной (поиск множества альтернатив), а в процессе поиска оценка их эффективности и последовательное отсекание неудачных решений.

А на основе этого обширного массива информации, полученной в итерационных циклах поиска оптимума, принимается окончательное решение, но уже не строго формальными методами, а с помощью процедур, включающих лицо, принимающее решение (ЛПР).

В технической литературе вопросы формирования нового технического объекта на начальной стадии проектирования исследуются давно, однако признанной схемы проектирования на этапе технического предложения пока не создано. Поэтому в качестве основы возьмем методику формирования объекта на ранних стадиях проектирования, представленную Рудневым В.Е. [1].

1.3 Формирование объекта (двигателя) на этапе технического предложения

Организация проектирования на начальном этапе по Рудневу В.Е. показана на рис. 1.4, где предусматриваются четыре основных этапа проектирования, оформленных в виде *блоков*: 1 – замысел; 2 – проектирование объекта; 3 – моделирование процессов в двигателе, функциональных и структурных связей двигателя с самолетом и узлов двигателя; 4 – решение и управление разработкой. Этапы разделены на две группы: в *группе А* преобладают задачи формирования структуры объекта, поэтому они условно определены как «*структурный синтез*», в *группе Б* в основном производится оптимизация параметров объекта (двигателя), т.е. операции «*параметрического синтеза*».



Рис. 1.4 Общая технологическая схема формирования объекта на этапе технического предложения по Рудневу В.Е.:
 ИД – исходные данные для предварительного проектирования;
 ТЗ – техническое задание на опытно-конструкторскую разработку;
 R_1 – управление параметрическим синтезом;
 R_2 – коррекция ИД и структурной схемы;
 R_3 – коррекция замысла;
 (X^i, K^i) – корректирующие характеристики и конструктивные параметры объекта при i -й итерации;
 (\bar{X}, \bar{K}) – характеристики и параметры в техническом предложении

1.3.1 Этап 1: «Замысел»

Блок 1.1 «Внешняя среда» суммирует информацию-прогноз о задачах, возлагаемых на проектируемый объект в процессе применения, информацию-прогноз о конкурирующих объектах (двигателях), о степени соответствия параметров создаваемого объекта научно-техническому уровню (НТУ), т.е. лучшим мировым достижениям в области авиадвигателестроения.

Применительно к нашей задаче блок 1.1 включает несколько *исследовательских операций по подготовке материалов для прогноза НТУ*, выделим три.

Операция 1. Прогноз о типах самолетов (назначение и применение), которые будут востребованы через 5...10 лет. Для пассажирских самолетов – пассажировместимость и допускаемое число двигателей, что позволит прогнозировать диапазон требуемых тяг двигателя для установки на предполагаемом самолете.

Операция 2. Прогноз основных параметров и критериев эффективности самолета и на этой основе выбор и оптимизация параметров проектируемого двигателя.

Это основная операция и поэтому требует подробного анализа.

Учитывая, что авиационный двигатель при системном анализе является подсистемой (уровень n) системы более высокого уровня – самолета (уровень $n+1$), выбор параметров при его проектировании и оптимизация этих параметров производятся в связи с критериями эффективности самолета.

Критериями эффективности самолета являются показатели полезного эффекта в типовых операциях.

Для транспортного самолета в операциях доставки коммерческого груза или пассажиров параметрами эффекта являются число пассажиров или масса доставляемого груза, дальность доставки, время (средняя скорость) доставки и стоимость.

Эффективность самолетов военного назначения, например, истребителя-перехватчика, связана со способностью изменять свое фазовое состояние (высота, скорость, расположение относительно цели) и наносить цели максимальный ущерб.

Критериями оптимизации для транспортного самолета являются взлетная масса и коммерческая нагрузка.

Выбор критериев оптимизации двигателя является частью проектной задачи, решаемой при термодинамическом проектировании двигателя, и изложен в учебнике проф. Кулагина В.В.[3], здесь же выделим критерии, которые определяют направление совершенствования конструкции проектируемого двигателя: *масса и затраты*.

Оптимизация по массе [3]. Взлетная масса самолета, определяемая уравнением баланса масс самолета:

$$M_0 = M_{nl} + M_{c.y} + M_m + M_{к.н}, \quad (1.1)$$

где M_{nl} , $M_{c.y}$, M_m и $M_{к.н}$ - масса планера, силовой установки, топлива и коммерческой нагрузки соответственно;

$$M_m = C_{уд.кр.эф.} \cdot P_{кр.эф.} \cdot i_{дв} \cdot t_n, \quad (1.1a)$$

где $C_{уд.кр.эф.} = G/P_{кр.эф.}$ - эффективный крейсерский удельный расход топлива как отношение массы топлива к эффективной крейсерской тяге,

$t_n = \frac{L_n}{3600 \cdot V_n}$ - время полета как отношение дальности полета L_n к средней скорости полета V_n ,

$i_{дв}$ - число двигателей на самолете.

В относительном виде уравнение баланса позволяет оценить значимость каждого компонента:

$$1 = \overline{M_{nl}} + \overline{M_{c.y}} + \overline{M_m} + \overline{M_{к.н}}. \quad (1.2)$$

При современных достижениях науки и техники $\overline{M_{nл}} = 0,35...0,4$ (с учетом оборудования и снаряжения чистая конструкция планера – 0,25), $\overline{M_{с.у}} = 0,12...0,15$, $\overline{M_m} = 0,35$, $\overline{M_{к.н}} = 0,15$.

Исходя из того что $\overline{M_{с.у}}$ и $\overline{M_m}$ связаны непосредственно с качеством двигателя, а сумма их составляет половину взлетной массы самолета, можно сделать вывод, что масса и удельный расход топлива двигателя определяют в значительной мере потребительские качества самолета. Это утверждение справедливо для любого летательного аппарата и указывает на исключительную важность мер по снижению массы двигателя и удельного расхода топлива.

Суммарная удельная масса топлива и силовой установки γ_Σ в расчете на единицу крейсерской эффективной тяги $P_{кр.эф.}$ [2]:

$$\gamma_\Sigma = \frac{M_{с.у} + M_m \cdot i_{дв}}{P_{кр.эф.}}$$

С учетом (1.1а) получит вид

$$\gamma_\Sigma = C_{уд.кр.эф.} \cdot t_n + K_{с.у.} \cdot \gamma_{д.кр.эф.}, \quad (1.3)$$

где $\gamma_{д.кр.эф.} = M_d / P_{кр.эф.}$,

$K_{с.у.}$ - коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по отношению к массе двигателя, $K_{с.у.} = M_{с.у.} / M_d = 1,4...1,6$ для ТРД и ТРДД.

Для любого летательного аппарата, где время полета определяет его качества, γ_Σ должно минимизироваться, и на основании потребных значений $M_{с.у} + M_m$ для самолета можно определить требуемые значения параметров двигателя.

Поэтому функция $\gamma_\Sigma = f(\pi_{к_\Sigma}^*, m, T_r^*, \pi_B^*)$, определяющая зависимость γ_Σ от суммарной степени повышения давления $\pi_{к_\Sigma}^*$, степени двухконтурности m , температуры газа перед турбиной T_r^* и повышения давления в вентиляторе π_B^* , является основой оптимизации параметров двигателя [2].

Оптимизация по затратам. Уменьшение затрат на разработку, производство и эксплуатацию самолетов и двигателей имеет кардинальное значение в принятии решения о их создании, т.к. стоимости самолета и двигателя чрезмерно высокие из-за постоянного усложнения их конструкции (ТРДД с тягой 100..120кН стоит 3...3,5 млн. долларов, а стоимость разработок на порядок выше).

Затраты на разработку C_p (проектирование самолета и его силовой установки, изготовление опытных образцов и доводочные испытания), затраты на серийный выпуск C_n (производство) и затраты на эксплуатацию $C_э$ составляют стоимость жизненного цикла самолета: $C_{ж.ц.} = C_p + C_n + C_э$.

Если рассматривать только стоимость жизненного цикла двигателя, то рациональным считается примерно равное распределение затрат по всем трем этапам [3].

Для снижения затрат на жизненный цикл самолета и двигателя создается управляющая модель жизненного цикла, позволяющая отслеживать и минимизировать затраты на последних двух этапах.

Итогом операции 2 является определение оптимальных параметров и геометрических характеристик создаваемого двигателя.

В проектном (с итерационными циклами) термогазодинамическом расчете ГТД определяются удельные параметры двигателя ($P_{уд}, C_{уд}$), удельная работа узлов

компрессора и турбины (L_K, L_T), расход воздуха через двигатель G , давление p_i^* , температура T_i^* рабочего тела в характерных сечениях проточной части и площади этих сечений. Результаты расчета являются основой для проектирования всех узлов двигателя.

С учетом внешних условий и параметров рабочего процесса делается следующий шаг – *определяются диаметрально размеры проточной части в характерных сечениях и делается выбор числа ступеней компрессора и турбины*. Газодинамическое проектирование компрессора и турбины позволяет оценить ширину лопаточных венцов и осевые зазоры между ними и таким образом определить длину компрессора и турбины.

По выбранной ранее схеме двигателя делается выбор типа камеры сгорания и его длины, оценивается длина проточной части опор. После оценки диаметральных и осевых размеров выходного устройства возможно сформировать *схему проточной части проектируемого двигателя* (рис. 1.5).

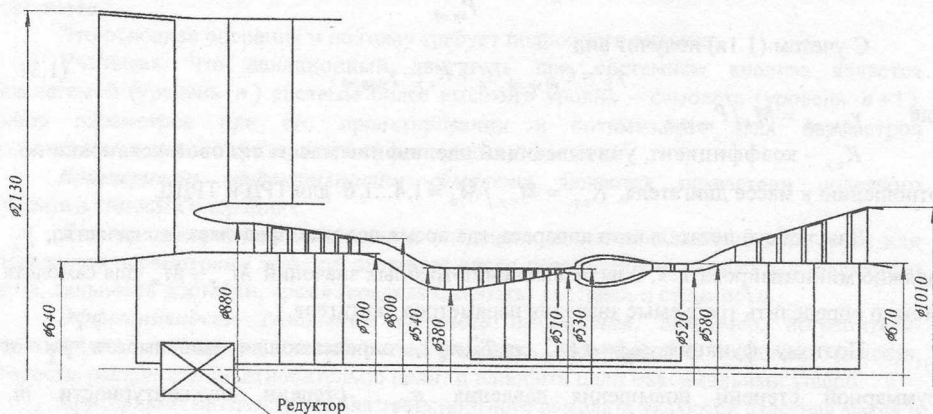


Рис. 1.5 Схема проточной части проектируемого двигателя

Операция 3. Прогноз развития конкурирующих двигателей-аналогов.

Для оценки НТУ проектируемого ГТД формируется группа таких конкурирующих двигателей-аналогов, которые определяют НТУ в разных фирмах. Группа может состоять как из проектов перспективных двигателей, так и из лучших образцов серийных и опытных двигателей. Для выполнения этих работ создается база данных о двигателях-аналогах и используется аппарат теории прогнозирования [2].

Оценка НТУ проектируемого двигателя. На основании этих трех прогнозов рассчитывается НТУ проектируемого двигателя. Алгоритм такой оценки и автоматизированная система «РАНГ», разработанная в СГАУ Кузьмичевым В.С., Масловым В.Г., включает:

выбор типа и области применения летательного аппарата, на котором предполагается установить проектируемый двигатель, что позволяет сформировать критерии эффективности ЛА;

образование группы перспективных ГТД с высокими параметрами от разных ОКБ и фирм, которые могут быть конкурентами создаваемого двигателя;

формирование перечня показателей НТУ двигателя как объекта (тяга P_0 , габариты, масса, ресурс, стоимость, уровень шума, уровень эмиссии, C_{y0} , γ_d), *как тепловой машины* (π_K^* , T_T^* , эффективный КПД η_c), *как движителя* (степень двухконтурности m , π_B^* , КПД движителя $\eta_{двж}$);

выбор варианта двигателя (или отклонение): делается по критерию интегральной оценки ГТД, основанной на значимости показателей, а затем делается оценка НТУ выбранного варианта по трем выделенным выше группам показателей и НТУ узлов двигателя.

Блок 1.2 «Новые идеи и функциональные качества объекта» вбирает в себя все новые идеи, разработки, конструктивные решения, полученные из всех доступных источников информации, которые используются при проведении всех операций проектирования.

Без новых идей практически невозможно создать конкурентно-способный объект. Качественный скачок в выходных параметрах, показателях эффективности дает использование фундаментальных исследований и открытий в разных областях знаний, анализ отечественных разработок и программ.

Обратимся опять к опыту Дж. Электрик [6]. Философия фирмы – смотреть в будущее, разрабатывать технологии (конструкторские решения), которые будут необходимы для следующих поколений гражданских и военных двигателей, доводить до совершенства эти технологии и банк данных этих новых решений.

Банк технологий фирмы играет значительную роль в обновлении и омолаживании двигательной базы. Большое число используемых технологий, предлагаемых в виде основных пакетов мероприятий, позволяет в будущем повысить характеристики при меньших затратах.

Новые разработки на перспективу могут быть и в виде проверенных экспериментально элементов конструкции двигателя или систем.

Такую направленность в формировании научно-технического задела применяют все авиадвигателестроительные фирмы, чтобы иметь успех в сложной борьбе конкуренции.

Блок 1.3 «Концепция объекта» отражает итог всего этапа «Замысел».

Концепция – это заглавная техническая или технико-экономическая идея создания объекта, обладающего наивысшими показателями эффективности, это «формула победы» над соперником в состязательной борьбе [1].

Идея воплощается, в первую очередь, в особенностях конструктивно-силовой схемы двигателя и выборе существенных параметров, которые определяют его конструктивный облик.

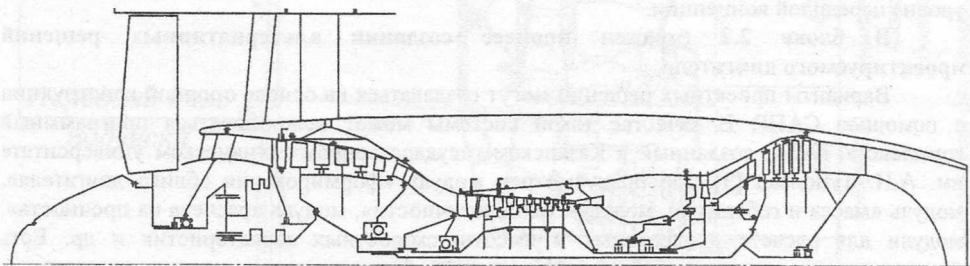


Рис. 1.6 Конструктивно-силовая схема двигателя

Конструктивно-силовая схема (рис. 1.6) определяет взаиморасположение узлов двигателя, которые воспринимают осевые газовые силы и передают их на летательный аппарат. Это упрощенная геометрическая модель двигателя, позволяющая создавать компоновку или опорную конструкцию двигателя. Недостающие существенные параметры: тяга P_0 , удельный расход топлива C_{y0} , масса двигателя M_0 , высота полета H , скорость полета M_{II} и дальность полета L_{II} , допускаемые уровни по шуму и эмиссии вредных веществ, схема подвески двигателя на самолете и магистрали для отбора воздуха на самолетные нужды, схема топливоподвода к двигателю и электропитание

самолета формируются в блок *исходных данных – ИД*. К исходным данным относятся и результаты термогазодинамического расчета.

Общее число параметров в блоке *ИД* значительно меньше, чем затем число параметров в техническом задании *ТЗ*, это как бы нулевое приближение в задаче синтеза *ТЗ*.

1.3.2 Этап 2: «Проектирование объекта»

Этап 2 состоит из трех блоков:

Блок 2.1 «Разработка опорной конструкции», выполняющаяся на основе *ИД* и концепции двигателя, «нулевая» редакция опорной конструкции прорабатывается достаточно детально на конструкторском уровне (рис. 1.7).

Ставятся две задачи:

1. Воплотить в конструкторском решении – компоновке двигателя – все перспективные идеи замысла по созданию объекта нового поколения.

Основным двигателем прогресса на этапе замысла объекта является творчество и интуиция конструкторов и исследователей, располагающих нужной информацией и запасом знаний.

Поэтому «нельзя заключать разработчика уже в начале работы в жесткие рамки задач, так как талантливые проектные решения (а другие не нужны) расширяют эти рамки и меняют сами задачи» [1].

2. Дать в распоряжение исследователей: газодинамиков, прочнистов пока не оптимальный по параметрам, но достаточно надежно проработанный вариант конструкции двигателя с достоверными структурными связями и реальными габаритными ограничениями, чтобы вести анализ и оптимизацию исполнения.

Важность второй задачи в дальнейшем будет продемонстрирована на проектировании камеры сгорания и опор двигателя, когда расчетные исследования могут начаться только после создания компоновки. Опорная конструкция повышает реализм и достоверность последующих проектных исследований с использованием моделирования.

В практике проектирования в качестве опорной конструкции иногда используют прототип, но это не есть пример для подражания, это не будет «нулевой» вариант на уровне передовой концепции.

В блоке 2.2 отражен процесс создания альтернативных решений проектируемого двигателя.

Варианты проектных решений могут создаваться на основе опорной конструкции с помощью САПР. В качестве такой системы может использоваться программный комплекс «ГРАД», созданный в Казанском государственном техническом университете им. А.Н. Туполева [3], где предусмотрен модуль «формирования облика двигателя», модуль «масса и габариты», модуль «технологичности», модуль «расчета на прочность», модули для расчета дроссельных и высотно-скоростных характеристик и др. Есть вариант модуля «масса и габариты», который обеспечивает достаточно достоверные данные по габаритам и массе, в нем используются чертежи проектируемого двигателя, по которым измеряются габаритные размеры, рассчитывается масса отдельных деталей и всего двигателя. Быстродействие обеспечивается путем факторного анализа, в котором откликами являются искомые масса и габариты, а факторами – параметры, варьируемые при оптимизации.

Каждый факторный эксперимент представляет собой вычерчивание двигателя при соответствующих значениях факторов с последующей оценкой массы и габаритов.

На этапе создания опорной конструкции прибегают и к разработке одновременно нескольких вариантов двигателя, то есть независимо друг от друга работают одновременно несколько конструкторов. До появления САПР это был единственный способ создания альтернатив.

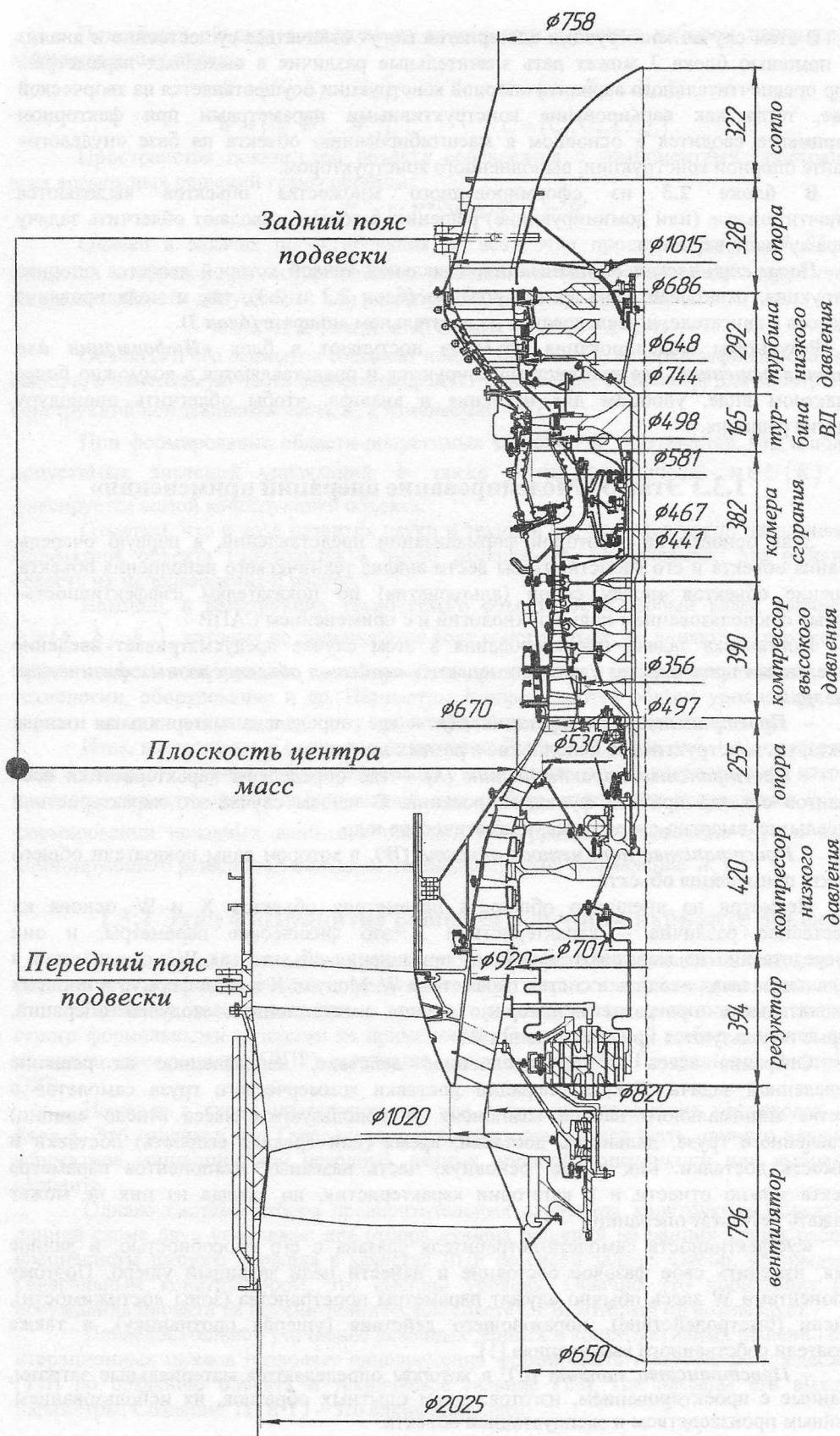


Рис. 1.7. Компоновка двигателя, соответствующая конструктивно-силовой схеме на рис. 1.6

В этом случае конструкции альтернатив могут отличаться существенно и анализ их с помощью блока 3 может дать значительные различия в выходных параметрах. Выбор предпочтительного варианта опорной конструкции осуществляется на творческой основе, тогда как варьирование конструктивными параметрами при факторном эксперименте сводится в основном к масштабированию объекта на базе «нулевого» варианта опорной конструкции, выполненного конструктором.

В блоке 2.3 из сформированного множества объектов выделяются предпочтительные (или доминирующие) решения, которые позволяют облегчить задачу выбора лучшего варианта.

Параметрическая оптимизация, начальной точкой которой является опорная конструкция, охватывает как проектирование (блок 2.2 и 2.3), так и моделирование процессов в двигателе, и исследование на летательном аппарате (блок 3).

Результаты моделирования объектов поступают в блок «**Информация для принятия решения**», где они систематизируются и представляются в возможно более компактном виде, удобном для изучения и анализа, чтобы облегчить процедуру принятия решения.

1.3.3 Этап 3 «Моделирование операций применения»

Этап основан на некоторой формализации представлений, в первую очередь, описания объекта и его свойств, чтобы вести анализ технического исполнения объекта, сравнение объектов между собой (альтернатив) по показателям «эффективность–затраты» с использованием новых технологий и с применением САПР.

Постановка задачи проектирования в этом случае предусматривает введение определенных пространств, в которых задаются *свойства объекта разных физических категорий*:

– **Пространство конструкций (K)** – где определена материальная основа объекта, т.е. конструктивное исполнение в разных вариантах.

– **Пространство характеристик (X)** – где определены характеристики всех вариантов объекта при его функционировании. В нашем случае это характеристики дроссельные, высотно-скоростные, климатические и др.

– **Пространство параметров объекта (W)**, в котором даны показатели общего эффекта применения объекта.

Несмотря на внешнюю общность параметров объектов X и W, основа их существенно различна – характеристики X это физические параметры, и они непосредственно не выражают эффект от применения объекта как W, хотя и могут в отдельных задачах входить в состав параметров W. Модули X в виде формул и простых вычислительных программ неизмеримо проще имитационных модулей операций, которые используются при определении W.

Операция здесь – это законченное действие, направленное на решение определенной задачи. Так, в операции доставки коммерческого груза самолетов в качестве минимального набора компонент W используются масса (число единиц) доставленного груза, дальность доставки, время (или средняя скорость) доставки и стоимость доставки. Как видно, основную часть названных компонентов параметра эффекта можно отнести и к категории характеристик, но каждая из них не может выразить результат операции.

«Эффективность самолета-истребителя связана с его способностью, в данное время, изменить свое фазовое состояние и нанести цели заданный ущерб. Поэтому компонентами W здесь обычно служат параметры пространства (зоны досягаемости), времени (быстродействие), поражающего действия (ущерба противнику), а также показатели собственного выживания» [1].

– **Пространство затрат (C)**, в котором определяются материальные затраты, связанные с проектированием, изготовлением опытных образцов, их использованием, серийным производством и эксплуатацией объекта.

Показатели объекта в каждом из пространств задаются набором параметров – действительных чисел:

$$\begin{aligned} K &= (K_1, K_2, \dots, K_n); & X &= (X_1, X_2, \dots, X_n); \\ W &= (W_1, W_2, \dots, W_n); & C &= (C_1, C_2, \dots, C_n). \end{aligned}$$

Пространства показателей объекта соотносятся с компонентами пространства всех возможных решений таким образом:

$$k \in R^n; x \in R^m; w \in R^p; c \in R^r.$$

Однако в задачах проектирования не все точки пространств R^n, R^m, R^p , и R^r являются отображением осуществимых решений, и тогда с помощью *ограничений* выделяют области допустимых или реализуемых значений K, X, W, C :

$$k \in K \subset R^n; x \in X \subset R^m; w \in W \subset R^p; c \in C \subset R^r.$$

Объекты и его элементы содержат неизменную часть, которая зафиксирована при выборе, и изменяемую часть воспроизводящую управление. Например, для пространства конструкций неизменяемая часть K , а изменяемая – $U(t)$.

При формировании области допустимых значений K учитывается, что и область допустимых значений управлений u также всегда ограничена: $u \in U(K)$, что фиксируется самой конструкцией объекта.

Отметим, что в ходе развития науки и техники все большее число неизменяемых параметров объекта переводится в число изменяемых, управляемых; это расширяет область их использования и ресурс.

Наконец, в конструкции технического объекта есть особый класс параметров $h = (h_1, h_2, \dots, h_r)$, которые не подчиняются воле конструктора, но влияют на параметры и эффективность конструкции: характеристики применяемых материалов, топлива, новые технологии, оборудование и др. Параметры h определяются общим уровнем развития науки и техники в стране, а в задачу проектирования они входят как константы.

Итак, возвращаясь к схеме проектирования Руднева В.Е. (см. рис. 1.4), отметим, что **блок 3** содержит полный набор программных комплексов, чтобы вести методом итераций процессы проектирования и управления при выборе концепции (управление R_1), при формировании исходных данных и опорной конструкции (управление R_2) и выборе доминирующего решения из большого числа альтернатив (управление R_3).

1.3.4 Этап 4 «Принятие решения о лучшем варианте объекта»

В этом блоке принимается решение о выборе одного, лучшего объекта, которое формируется в виде технического предложения (ТП) и проекта технического задания (ТЗ).

Принятие такого решения в задачах проектирования авиационного двигателя строго формальными методами не применяется. Окончательный выбор делается лицом принимающим решение (ЛПР), в качестве которого выступает Генеральный конструктор ОКБ.

Поэтому в схеме проектирования все операции управления происходят через **блок 4**. Это означает, что Генеральным конструктором может быть принято решение о коррективе концепции или исходных данных опорной конструкции или выбранного варианта.

Однако система отбора предпочтительных вариантов конструкции объекта и в данной схеме двух уровневая: для отбора лучших решений на ранних этапах работают специалисты разного профиля в качестве ЛПР по своей задаче. Отбор, утвержденный Генеральным конструктором, это высший уровень. Обычно это происходит после обсуждения проекта на научно-техническом совете ОКБ, который он возглавляет.

Последовательное уточнение исходных данных и конструктивных решений в ходе итерационных циклов позволяет одновременно формировать техническое предложение (ТП) по созданию объекта и техническое задание (ТЗ), где названы его выходные параметры. Создание ТП и ТЗ – это единый процесс.

1.4 Проектирование ГТД на базе существующего газогенератора

В предыдущем разделе подробно разобран процесс создания нового авиационного ГТД, начиная с зарождения идеи, разработки концепции и завершающийся разработкой оригинальной конструкции. Однако двигателестроительные фирмы широко используют способ создания целого семейства ГТД на базе одного газогенератора.

Проектирование и доводка базового газогенератора самый дорогостоящий этап в рождении двигателя. Если изучать историю создания авиационных ГТД любой из ведущих фирм, то можно утверждать, что каждая из фирм за всю историю реактивной авиации «выдала на гора» не более 5...6 газогенераторов, на основе которых созданы разные типы двигателей, двигатели различных тяг и целый ряд модификаций каждого из типов.

В этом процессе главное то, что сокращается время и материальные затраты. Сам газогенератор тоже претерпевает изменения: совершенствуется конструкция, повышаются выходные характеристики компрессора, камеры сгорания, турбины, их надежность и ресурс.

Для создания модификации ТРДД, например, с целью повышения тяги, заново проектируются только компрессор НД (вентилятор и подпорные ступени) и турбина НД.

Так, английская фирма Роллс-Ройс сохранила конструкцию газогенератора при создании семейства ТРДД RB.211 и «Трент».

Иллюстрацией могут служить двигатели, созданные на базе газогенератора ТРДДФ НК-6 (рис.1.8 и рис.1.9).

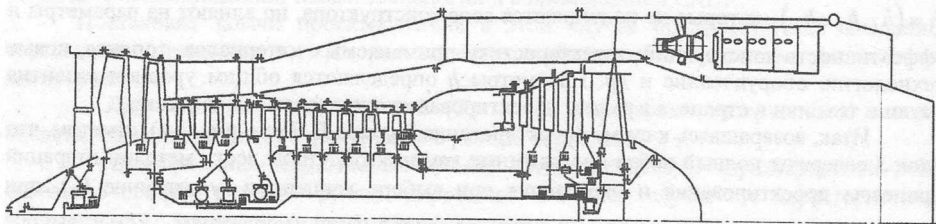


Рис.1.8 Конструктивная схема ТРДДФ НК-6 с ФК

Проектирование первого отечественного ТРДДФ с взлетной тягой 215кН под руководством Н.Д.Кузнецова было выполнено в 1954 г. Газогенератор НК-6 состоял из 6-ступенчатого компрессора ВД, многофорсуночной кольцевой КС и одноступенчатой охлаждаемой турбины ВД. Вентиляторный контур состоял из 2-ступенчатого вентилятора с двумя подпорными ступенями и двух ступеней турбины НД. Суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma}^* = 13.6$, температура газа перед турбиной $T_T^* = 1400 \text{ K}$. Степень двухконтурности $m = 2$. Форсажная трубчато-кольцевая КС и регулируемое реактивное сопло с центральным телом расположены во внешнем контуре двигателя. Такая компоновка позволяет сократить длину двигателя на 2,5 м по сравнению с обычной последовательной схемой расположения ФК и РС.

Трудности в организации устойчивого горения в ФК, работающей на малых перепадах давления и низкой температуре воздуха наружного контура стали одной из причин прекращения работ по НК-6 в 1963 г. За это время были проведены работы по совершенствованию узлов газогенератора, достигнуты заявленные параметры компрессора и турбины, испытана многофорсуночная КС и саблевидная лопатка первой вентиляторной ступени. Эти успехи определили дальнейшую судьбу газогенератора НК-6.

В 1964 г. выполнено проектирование и в 1968 г. прошел государственные испытания ТРДДФ НК-144 для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144 ($P_{\Phi 0} = 167 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 14.6$, $T_T^* = 1360 \text{ K}$, $m = 0.78$). Затем последовали варианты с увеличенной тягой в 1967г. НК-144-22 ($P_{\Phi 0} = 189.7 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 14.2$, $T_T^* = 1390 \text{ K}$, $m = 0.78$)

и в 1975 г. **НК-144А** ($P_{\phi 0} = 196.7 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 14.75$, $T_r^* = 1390 \text{ К}$, $m = 0.6$), в 1976 г. **НК-144В** ($P_{\phi 0} = 189.7 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 14.2$, $T_r^* = 1390 \text{ К}$, $m = 0.78$).

Для увеличения дальности самолета Ту-144 с 6000 км (керосин) до 10000 км был создан вариант **НК-144ВТ** и проведены стендовые испытания на водороде.

Второе направление использования газогенератора **НК-6** связано с созданием двигателя **НК-22** для бомбардировщика Ту-22М ($P_{\phi 0} = 215 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 14.75$, $T_r^* = 1390 \text{ К}$, $m = 0.6$). В отличие от **НК-144** добавлена 3-я ступень вентилятора. Двигатель производился серийно с 1969 по 1984 г.

В период 1971-1973 гг. разработан двигатель с увеличенной тягой **НК-22М** с 4-ступенчатым вентилятором и 4 подпорными ступенями ($P_{\phi 0} = 245 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 17.7$, $T_r^* = 1390 \text{ К}$, $m = 0.6$).

В 1974-1977 гг. изготовлен и испытан в полете форсированный вариант **НК-22** двигатель **НК-23** ($P_{\phi 0} = 215.5 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 18.5$, $T_r^* = 1450 \text{ К}$, $m = 0.4$).

Третье направление – это создание двигателей для дозвуковых пассажирских самолетов Ил-62, Ту-154 и экранопланов «Орленок» и «Лунь».

Для самолета Ту-154:

- 1961-64гг. **НК-8** ($P_0 = 93.2 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 10.25$, $T_r^* = 1200 \text{ К}$, $m = 0.984$);
- 1967-70гг. **НК-8-2** с уменьшенным удельным расходом топлива ($P_0 = 93.2 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 9.6$, $T_r^* = 1200 \text{ К}$, $m = 1.05$);
- 1973г. **НК-8-2У** с увеличенной тягой и повышенной экономичностью ($P_0 = 103 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 10.7$, $T_r^* = 1156 \text{ К}$, $m = 1.05$);
- с 1965г. проводились работы по снижению удельного расхода топлива на двигателе **НК-8-3** ($P_0 = 93.2 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 10.25$, $T_r^* = 1220 \text{ К}$, $m = 0.984$).

Для самолета Ил-62М:

- 1962-69гг. **НК-8-4** ($P_0 = 103 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 10.8$, $T_r^* = 1190 \text{ К}$, $m = 1.04$);
- 1974г. **НК-8-5И** ($P_0 = 107.9 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 11.1$, $T_r^* = 1260 \text{ К}$, $m = 1.034$).

Для экраноплана «Орленок»:

- 1974г. **НК-8-4К** ($P_0 = 103 \text{ кН}$, $T_r^* = 1260 \text{ К}$) использовался только на взлетном режиме.

Для аэробуса Ил-86:

- 1974г. **НК-86** ($P_0 = 127.5 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 12.93$, $T_r^* = 1172 \text{ К}$, $m = 1.18$);
- 1987г. **НК-86А** ($P_0 = 130 \text{ кН}$, $T_r^* = 1280 \text{ К}$).

Для экраноплана «Лунь»:

- 1986 г. **НК-87** ($P_0 = 127.5 \text{ кН}$, $\pi_{\kappa\Sigma} = 13$, $T_r^* = 1280 \text{ К}$) использовался только на взлетном режиме.

Для самолета Ту-155 (топливо – жидкий водород):

- 1974-88гг. **НК-88**.

Для самолета Ту-156 (топливо – сжиженный газ):

- 1989г. **НК-89**.

Конвертированные двигатели НК-8:

- 1976г. **НК-16СТ** ($N = 16 \text{ МВм}$);
- 1995г. **НК-16-18СТ** ($N = 18 \text{ МВм}$).

В предыдущем разделе подробно разобран процесс создания нового авиационного ГТД, начиная с зарождения идеи, разработки концепции и оригинальной конструкции.

Вся методология рождения двигателя с новыми потребительскими качествами сохраняется и при создании двигателя на основе одного базового газогенератора.

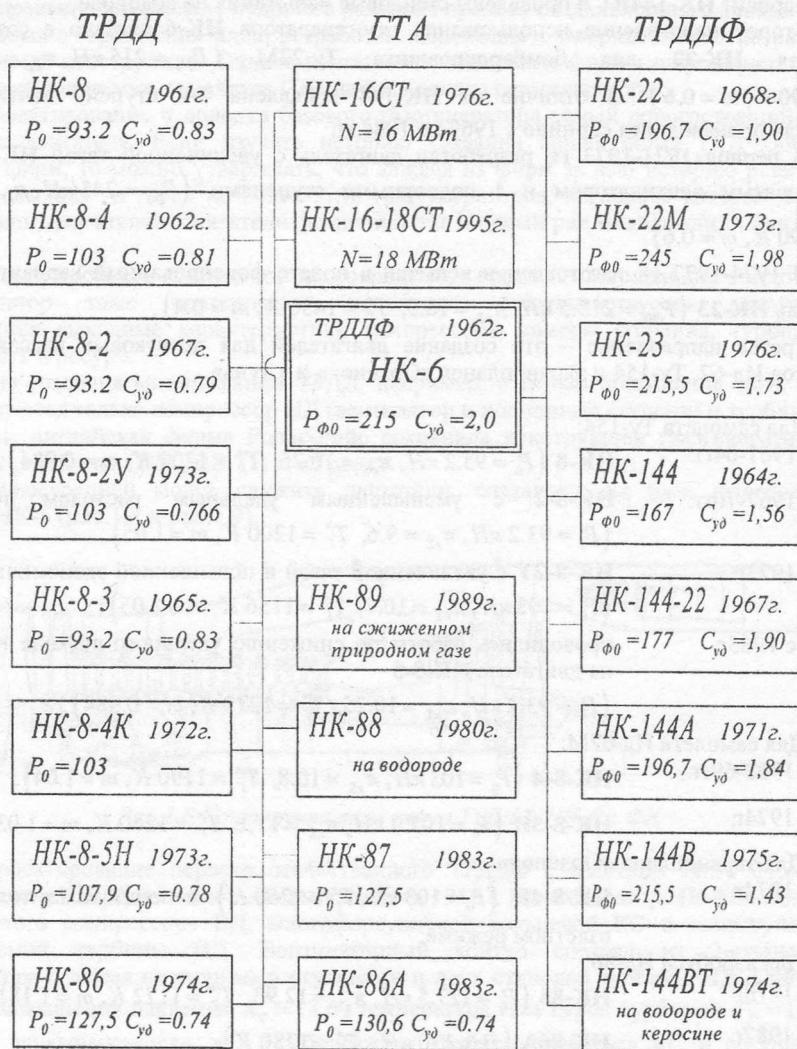


Рис. 1.9 Семейство двигателей НК, созданных на базе газогенератора ТРДДФ НК-6: (P_0 - взлетная тяга в кН, C_{y0} - удельный расход топлива в кг/дан·ч на крейсерском режиме, для ТРДДФ на крейсерском форсажном режиме)

На рис. 1.9 показаны двигатели семейства «НК», разработанные в ОКБ Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова на базе одного газогенератора ТРДДФ НК-6. В этом случае требуемую тягу ТРДД получают за счет варьирования степенью двухконтурности. Это означает, что заново проектируется только вентилятор с подпорными ступенями и турбина НД. При больших ресурсах газогенератора темпы прироста ресурса созданного таким образом ТРДД обычно высоки.

Главное преимущество такого подхода – сокращение времени и затрат на создание двигателя и возможность совместить сроки создания самолета и двигателя.

1.5 Анализ критериев качества, определяющих облик авиационного ГТД

Как показано в п.1.3, задачи, стоящие перед объектом, задаются набором типовых операций, представляющих будущую жизнь объекта. Отсюда следует, что в большинстве случаев задача проектирования ставится как многокритериальная. Из всего набора значений параметров эффективности применения объекта выделяют желаемые значения, к которым следует стремиться. Эти значения параметров и будут **критериями оптимальности** конструкции объекта.

Оптимальным считается вариант конструкции, который наиболее полно отвечает основным требованиям или критериям. Критерий это мера эффективности.

Итак, оптимизация возможна при условии выбора из определенного числа вариантов конструкции или же при условии изменения базовой (опорной) конструкции до состояния, когда она будет максимально удовлетворять выдвинутым критериям.

Допустимый уровень отдельных параметров называют **ограничениями**. Ограничениями называются и требования к конструкции, которые должны быть выполнены в любом варианте даже в ущерб некоторым выходным параметрам.

Так, ограничения по уровню шума входят в противоречие с критерием экономичности ГТД, но это требование приходится выполнять, ибо двигатель не будет сертифицирован.

Недобор тяги двигателя тоже ограничивается нижним допуском, который указан для каждого режима в технических требованиях.

Если оптимизация происходит по одному критерию, она называется **однокритериальной** или **одномерной**, по многим критериям – **многокритериальной** или **многомерной**. Многомерную оптимизацию часто сводят к оптимизации по меньшему числу критериев или к одномерной путем объединения (свертки) критериев оптимизации или переводом критериев в разряд ограничений.

Исходя из понятий критерия и ограничения проектирование можно представить схемой как процесс нахождения оптимального варианта конструкции из множества альтернатив (вариантов), наиболее полно отвечающих и критериям, и ограничениям (рис. 1.10).



Рис. 1.10 Схема получения оптимального варианта конструкции

В качестве критериев оптимизации и ограничений выдвигается целый комплекс параметров, которые формулируются в «Общих тактико-технических требованиях» для двигателей специального назначения, «Нормах летной годности двигателей воздушных судов» и в техническом задании на каждый конкретный двигатель.

Из всего комплекса критериев выделим те, которые определяют выходные показатели, облик двигателя и проведем анализ влияния их на качество двигателя (рис. 1.11).



Рис. 1.11 Основные критерии качества авиационного двигателя

1.5.1 Удельный расход топлива

Удельный расход топлива определяет количество топлива в кг, которое нужно затратить для получения единицы тяги, кН, даН, в единицу времени, ч,

$$C_{уд} = \frac{G_T}{P}, \frac{кг}{даН \cdot ч}$$

Как было показано в п.1.3, критерий $C_{уд\ min}$ определяет такие показатели эффективности летательного аппарата, как дальность полета и экономические затраты на проведение полетной операции.

Значения $C_{уд}$ для разных типов ГТД в кг/даН·ч в условиях крейсерского полета показаны в табл. 1.1.

Таблица 1.1

| ТРД | ТРДД | | ТВВД | ТРДДФ | |
|------------|-------------|---------------|-----------|--------------------|-----------------|
| | $m \leq 2$ | $m \geq 5..9$ | | бесфорсажный режим | форсажный режим |
| 0,94...0,8 | 0,78...0,72 | 0,57...0,54 | 0,5...0,4 | 0,7...0,85 | 1,66...2,45 |

Методы обеспечения $C_{уд\ min}$ (рис. 1.12) определяют 3 проектных шага:

- первый шаг получения $C_{уд\ min}$ – это **выбор типа ГТД**, как показывает табл. 1.1;
- **повышение параметров рабочего процесса**: для снижения $C_{уд}$ необходимо одновременно повысить все три основных параметра ТРДД – температуру газа перед турбиной T_T^* , суммарную степень повышения давления π_{Σ}^* и степень двухконтурности m ;
- **повышение КПД узлов**, которого можно достичь, используя:
 - современные методы проектирования и доводки с использованием программных комплексов на базе трехмерных моделей течения рабочего тела;
 - управление компрессором – РНА, перепуск воздуха и др.;
 - управление радиальными зазорами в компрессоре и турбине;
 - совершенствование процессов охлаждения в турбине и управление ими;
 - управление процессами в КС, реактивном сопле;
 - новейшие конструктивные решения.

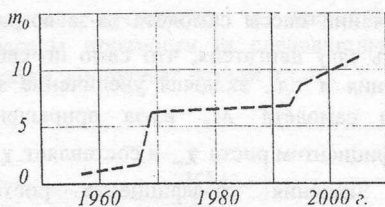
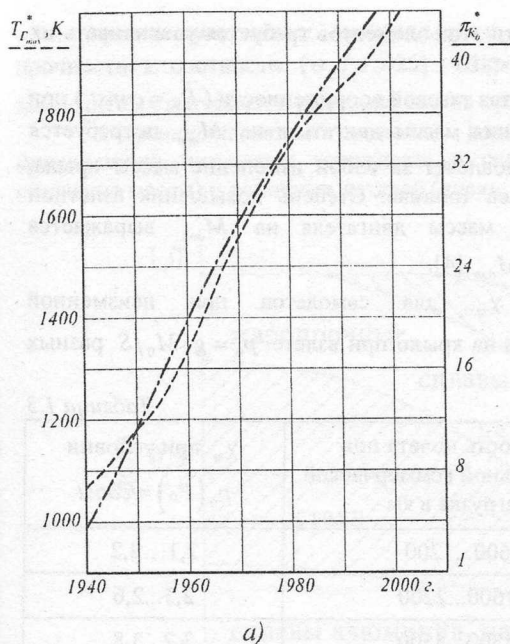


Рис. 1.12 Пути повышения работы цикла:
 а) повышение $T_{Г_{max}}^*$ и $\pi_{КΣ}$ в ГТД по годам;
 б) рост степени двухконтурности в ТРДД по годам

1.5.2 Удельный вес двигателя

Удельный вес двигателя $\gamma_{дв}$ - это отношение веса (силы тяжести) двигателя к его тяге или удельной массы двигателя $\mu_{дв}$ к удельной тяге:

$$\gamma_{дв} = \frac{g \cdot M_{дв}}{P_0} = g \frac{\mu_{дв}}{P_{y0}}, \frac{\text{кг}}{\text{даН}}; \mu_{дв} = \frac{M_{дв}}{G_B}; P_{y0} = \frac{P}{G_B}$$

Уровень P_{y0} отражает совершенство рабочего цикла, а $\mu_{дв}$ его весовое совершенство. Удельный вес двигателя, как было показано ранее в п.1.3, входит компонентом в суммарную удельную массу топлива и силовой установки $\gamma_{Σ}$ и в значительной мере определяет полезную (коммерческую) нагрузку летательного аппарата, а также его стартовую тяговооруженность \bar{P}_0 (\bar{P}_0 - отношение взлетной тяги к взлетному весу самолета).

Значение $\gamma_{дв}$ в $\text{кг}/\text{даН}$ для разных типов ГТД приведены в табл.1.2.

Таблица 1.2

| ТРД | ТРДД | ТРДДФ |
|------------|-------------|------------------|
| 0,3...0,24 | 0,21...0,14 | 0,23...0,11-0,08 |

Снижение удельного веса двигателя одна из приоритетных задач, так как увеличивает эффективность летательного аппарата.

Однако есть еще один важный момент в структурной связи двигателя и самолета, определяемый удельным весом двигателя: *всякое дополнительное возрастание массы двигателя на величину $M_{дон}$ ведет к увеличению взлетной массы самолета M_0 на большую величину*. Это связано с тем, что возрастает нагрузка на крыло, фюзеляж,

шасси, оперение, и для сохранения прочности этих элементов требуется увеличивать их толщины, а значит и массу.

Но для выполнения условия постоянства тяговой вооруженности ($\bar{P}_0 = const$) при увеличении массы самолета из-за возрастания массы двигателя на $M_{дон}$ потребуется менять тягу двигателя, что само по себе повлечет за собой изменение массы крыла, оперения и т.д., включая увеличение запаса топлива. Степень повышения взлетной массы самолета M_0 из-за приращения массы двигателя на $M_{дон}$ выражается коэффициентом роста χ_m и составляет $\chi_m \cdot M_{дон}$ [4].

Значения коэффициента роста χ_m для самолетов при неизменной тяговооруженности \bar{P}_0 и удельной нагрузки на крыло при взлете $p_0 = g \cdot M_0/S$ разных типов приведены в табл. 1.3.

Таблица 1.3

| Тип самолета | Дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке в км | χ_m при условии $p_0(\bar{P}_0) = const$ |
|----------------------------|--|---|
| Местных авиакомпаний | 600...1200 | 2,1...2,2 |
| Среднемагистральный | 1600...2200 | 2,3...2,6 |
| Тяжелый магистральный | 4500...5500 | 3,2...3,8 |
| Сверхзвуковой пассажирский | 6000...6500 | 8...10 |

В табл. 1.4 даны значения тяговооруженности \bar{P}_0 [4]. Тяговооруженность по нормам летной годности воздушных судов диктуется способностью взлета самолета с одним отказавшим двигателем, а у истребителей скороподъемностью.

Таблица 1.4

| Тип самолета | | \bar{P}_0 | $\bar{P}_{0ф}$ с форсажом |
|-----------------|--------|-------------|---------------------------|
| Пассажирские | Ил-86, | 0,252 | |
| | Ту-154 | 0,317 | |
| Грузовые | Ил-76 | 0,306 | |
| Бомбардировщики | В-1 | - | 0,302 |
| Истребители | F-15 | 0,76 | 1,24 |
| | F-16 | 0,67 | 1,11 |

Отметим, что снижение удельного веса двигателя относительно заявленного приводит к увеличению коммерческой нагрузки и тяговооруженности и потому высоко оценивается самолетными фирмами.

Пути снижения $\gamma_{де}$:

снижение числа ступеней компрессора. Возможности моделирования и достижения в изучении процессов сжатия в трехмерной постановке, экспериментальные исследования позволили за последние 30-40 лет достичь удивительных результатов;

уменьшение числа лопаток на 30...50% в статорных и рабочих венцах компрессора и турбины при оптимальных значениях густоты решеток;

использование новых технологий типа blisk в рабочих колесах компрессора и турбины;

применение новых материалов с высоким значением отношения предела прочности к плотности ($\sigma_B/\rho > 25$). Широкое использование титановых сплавов и композитных материалов изменило состав материалов для авиационных ГТД (рис. 1.13); **совершенствование методов расчета на прочность и технической диагностики** позволяют удерживать низкие запасы прочности (а следовательно и снижение массы) у основных деталей (диски, лопатки, корпусные детали и т.д.).

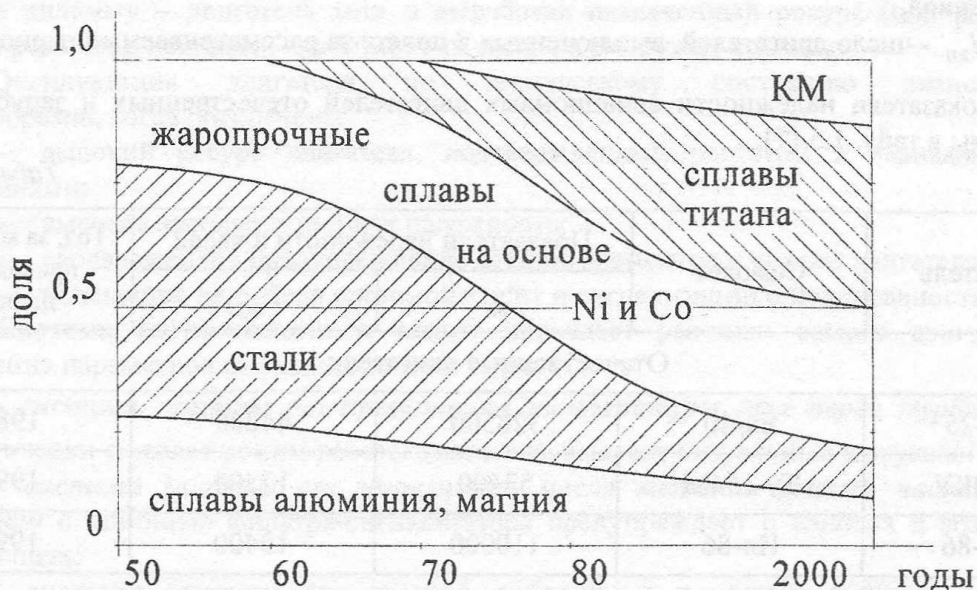


Рис. 1.13 Примерная структура материалов, используемых в авиационных ГТД, по годам

1.5.3 Надежность двигателя

Надежность авиационного двигателя в первую очередь гарантирует безопасность полетов, снижает стоимость перевозок и обеспечивает конкурентоспособность двигателя и самолета.

Надежностью называется свойство двигателя (или любого другого объекта), подтвержденное безотказностью, долговечностью и ремонтпригодностью и гарантирующее выполнение заданных функций при установленных сроках и условиях эксплуатации.

Безотказность — это свойство двигателя работать без отказов в течение заданного времени, обычно времени полета.

Долговечность определяет свойство двигателя длительно, с возможными перерывами на ремонт, сохранять работоспособность в условиях эксплуатации до разрушения или другого предельного состояния (изнашивание, искажение геометрии и т.п.).

Долговечность количественно определяется **назначенным (или общетехническим) ресурсом** двигателя, под которым понимается наработка двигателя в часах с двумя плановыми ремонтами. После чего применение двигателя прекращается.

Ресурс до первой переборки τ у лучших двигателей составляет 6000...8000 часов.

Ремонтпригодностью называют свойство двигателя восстанавливать работоспособность заменой или доработкой деталей и узлов.

Надежность авиационного двигателя оценивается наработкой в часах на отказ, который привел к досрочному съему двигателя с эксплуатации $T_{дсд}$, и наработкой на выключение двигателя в полете $T_{вл}$:

$$T_{дсд} = \frac{\sum \tau_i}{N_{дсд}}, \quad T_{вп} = \frac{\sum \tau_i}{N_{вп}},$$

где $\sum \tau_i$ - суммарная наработка всех двигателей за рассматриваемый период (например за год, но могут приниматься и другие отрезки времени),
 $N_{дсд}$ - число двигателей, досрочно снятых с эксплуатации за рассматриваемый период,
 $N_{вп}$ - число двигателей, выключенных в полете за рассматриваемый период.

Показатели надежности авиационных двигателей отечественных и зарубежных приведены в табл. 1.5 [7].

Таблица 1.5

| Двигатель | Самолет | Показатели надежности в часах | | Год, за который приводятся данные |
|-------------------------|---------------|-------------------------------|-----------|-----------------------------------|
| | | $T_{вп}$ | $T_{дсд}$ | |
| Отечественные двигатели | | | | |
| Аи-25 | Як-40 | 328500 | 44200 | 1988 |
| Д-30КУ | Ту-154М | 53400 | 17300 | 1995 |
| НК-86 | Ил-86 | 110000 | 19400 | 1995 |
| Зарубежные двигатели | | | | |
| CFM56-3 | B737-300 | 142850 | 12500 | 1986 |
| RB211-535E4 | B757, Ту-204М | 111000 | 17000 | 1995 |
| PW4000 | B767, A310 | 55000 | 12000 | 1995 |

Снижение стоимости перевозок или других операций, обусловленное повышением надежности, происходит за счет уменьшения числа съемов двигателя или их полной замены. Например, при ресурсе двигателя до 1-й переработки (ремонта) 3500ч и при годовом налете самолета, составляющем тоже 3500ч, необходимо ежегодно отдавать двигатель в ремонт или покупать новый. При ресурсе же 7000ч такая замена или ремонт, а значит и затраты будут нужны раз в 2 года.

Эксплуатация двигателей по техническому состоянию. Для большинства современных авиационных двигателей использование на летательном аппарате не ограничивается только назначенным ресурсом и ресурсом до первого ремонта, а вводятся другие критерии оценки ресурса.

Эксплуатационный ресурс – введен в связи с широким использованием *эксплуатации двигателей по техническому состоянию*. Это наработка двигателя в эксплуатации при строго определенном порядке осмотров двигателя до и после полета, порядке поддержания работоспособности двигателя, предупреждения отказов. Она оказывается выше назначенного ресурса на величину разрешенной наработки.

И если назначенный ресурс устанавливается и наращивается только по результатам специальных и длительных (ресурсных) испытаний двигателя, то в этом случае вводится понятие гарантийный ресурс, гарантийная наработка и разрешающая наработка.

Гарантийный ресурс или гарантийная наработка при эксплуатации по техническому состоянию двигателя – это наработка, в течение которой изготовитель (или ремонтное подразделение) гарантирует выполнение установленных требований к двигателю при условии соблюдения правил эксплуатации, хранения и транспортировки.

Разрешающая наработка – это разрешаемая этапами добавка к гарантийному ресурсу до тех пор пока не появится какой-либо дефект или недостаток, исключающий выполнение требований к двигателю, и двигатель снимается с эксплуатации.

Как и назначенный, эксплуатационный ресурс поэтапно наращивается на основании положительных результатов ресурсных испытаний и высоких показателей безотказности в эксплуатации.

Появление эксплуатации двигателя по техническому состоянию разрешило давнюю дилемму – двигатель хотя и выработал назначенный ресурс (или ресурс до первого ремонта), исправен, «работает как часы», а его нужно снимать.

Эксплуатация двигателя по техническому состоянию экономически целесообразна, когда обеспечены:

- высокий ресурс двигателя, подтвержденный расчетом и эквивалентными испытаниями;

- высокая эксплуатационная надежность;

- своевременное предупреждение отказов элементов и систем двигателя;

- оснащение двигателя системой защит и сигнализации о неисправностях.

Система сигнализации и защит повышает реакцию самого двигателя на отклонения параметров от установленных норм:

- **система защиты от превышения температуры газа перед турбиной T_T^*** , автоматически снижает режим работы двигателя, выдавая визуальный и звуковой сигнал;

- **система защиты от загрязнения масла металлическими частицами и стружкой** с помощью фильтра-сигнализатора предупреждает о износах и возможных разрушениях;

- **система защиты от опасной вибрации** с помощью датчиков вибрации фиксирует изменение уровня вибрации, которое указывает на неисправности в системе «ротор-статор»;

Имеются сигнализаторы давления масла и топлива, начала обледенения и многие другие.

При регламентных работах проводят осмотр статорных и рабочих лопаток компрессора и турбины, жаровой трубы и форсунок камеры сгорания с помощью эндоскопа через специальные лючки в корпусе. В случае обнаружения забоин на лопатках компрессора или прогаров на лопатках турбины, закоксовывания форсунок принимается решение о техническом устранении дефекта (например заполировка забоин) или о снятии двигателя с эксплуатации.

Выполняется еще целый ряд осмотров и проверок.

Стандарт ETOPS¹ [8] определяет уровень надежности авиационного двигателя, обеспечивающий гарантию полета двухдвигательного пассажирского самолета до ближайших подходящих аэропортов на одном двигателе в течение 60, 120 и 180 минут.

Он появился в связи с необходимостью беспосадочных перелетов пассажирских самолетов между Европой и Америкой через Атлантический океан, а не по северному маршруту через Исландию, Гренландию и Лабрадор, который давал возможность совершить посадку менее чем через 60 минут после отказа одного из двигателей.

Так называемое «Правило 60 минут» было введено в 1947г. для самолетов с поршневыми двигателями. Переход на газотурбинные двигатели с их более высокой надежностью способствовал ослаблению этого жесткого требования. Однако потребовалось около 40 лет, чтобы это время в 1985г. ИКАО увеличила до 120 минут, а в 1988г. до 180 минут.

Главными условиями соответствия стандарту ETOPS являются высокий уровень надежности, подтвержденный испытаниями и эксплуатацией, усиленные программы оценки технического состояния двигателя, специальная подготовка летного и обслуживающего персонала.

¹ Extend – range Twin – Engine Operations

Все эти меры привели к тому, что за годы действия стандарта ETOPS 99,6% полетов завершились благополучно и только 0,04% с полетом на одном двигателе или вынужденной посадкой.

Методы обеспечения надежности [5]

Обеспечение и поддержание надежности воплощается на всех этапах жизненного цикла двигателя: при проектировании и доводке, в производстве и эксплуатации.

При проектировании проявляется ведущая роль конструктора в разработке и реализации мер создания надежной конструкции двигателя с использованием научно-обоснованных решений и опыта. Выделим основные методы:

учет положительных и отрицательных сторон создаваемой конструкции, опираясь на опыт создания подобных конструкций.

При создании ТВД НК-4 (1956г.) были использованы сверхзвуковые ступени в компрессоре, широкохордные лопатки, которые имели тонкие входные и выходные кромки. При испытании двигателя в условиях обледенения лопатки получали большие повреждения. Этот факт был решающим для Генерального конструктора Илюшина С.В. при выборе двигателя для самолета Ил-18. Вместо НК-4 был принят одновременно создававшийся АИ-20, хотя вес его был выше на 200кг.

А ведь у конструкторов компрессора ТВД НК-4 за плечами был опыт создания ТВД НК-12;

упрощение схемы и конструкции узла, так как вероятность отказа возрастает с увеличением числа последовательно соединенных элементов (когда отказ одного элемента приводит к отказу всей системы);

модульность конструкции, когда двигатель или узел собирается из отдельных модулей, выполняющих определенные функции. Надежность модулей отрабатывается автономно, и замена их производится без всяких доработок. Модулями ГТД являются компрессор, камера сгорания, турбина и т.д.;

агрегатирование – это объединение элементов, выполняющих замкнутый комплекс функций, в один агрегат. Так, объединение трех маслосососов, фильтра, воздухоотделителя и еще нескольких элементов в одном корпусе позволили повысить надежность за счет исключения 20 трубопроводов и 40 стыков – источников негерметичности на двигателях семейства НК;

резервирование – обеспечение надежности за счет включения в систему одного или нескольких элементов, способных «отработать» за отказавший элемент: на двигателе два запальных устройства в камере сгорания, гарантирующие запуск, в маслофильтрах есть обводная система, начинающая функционировать при засорении фильтра;

ограничение последствий отказа, что можно показать на таком требовании норм летной годности двигателей воздушных судов (АП-33): каждый агрегат, установленный на двигатель, должен иметь «слабое звено» для защиты от перегрузки. «Слабое звено» – это обычно приводная рессора, которая разрушается при превышении допустимого крутящего момента;

применение унифицированных и стандартных узлов и деталей, надежность которых проверена на других двигателях. Примеров множество – от создания модификаций ТРДД на базе одного генератора с высоким уровнем надежности, до обычных крепежных стандартных болтов.

При доводке двигателя надежность достигается и оценивается длительными и специальными испытаниями. Само понятие доводка означает доведение двигателя до состояния, отвечающего заданным техническим требованиям. Выдерживается принцип: «каждый проявившийся дефект, отказ имеет конкретную причину или несколько причин, которые должны быть устранены». Любой проявившийся дефект, неисправность фиксируются при испытаниях или при осмотрах разобранного двигателя, прошедшего испытания, назначаются ответственные за его устранение, так чтобы к очередному испытанию в составе двигателя была деталь или элемент с изменениями (улучшениями), исключая повторение дефекта.

Доводку венчают сертификационные испытания – 150-часовые длительные испытания, подтверждающие ресурс, и около 50 специальных испытаний, которые объединяют в несколько комплексов:

оценка вибрационного состояния двигателя, его узлов и деталей, куда входят определение тензометрированием вибрационных напряжений лопаток компрессора и турбины, трубопроводов, корпусов, агрегатов;

термометрирование горячих узлов двигателя (камера сгорания, сопловые аппараты и рабочие колеса турбин), радиально-упорных подшипников, определение полей температур перед и за турбиной;

оценка работоспособности систем запуска, управления, противообледенения, аварийной защиты, масляной, противопожарной;

проверка эксплуатационных характеристик, летно-эксплуатационных, стойкости к попаданию в двигатель посторонних предметов: птиц, льда, воды, элементов фюзеляжа, характеристик надежности узлов на тройной начальный ресурс, ГДУ, основных данных в высотных условиях и др.

Специальные испытания проводят на стенде, в лабораторных условиях, в термобарокамере ЦИАМ, на летающей лаборатории.

При производстве двигателя, его узлов и деталей конструкция, технология и материалы это единый комплекс, определяющий надежность конструкции. Технология изготовления в значительной мере определяет конструкционную прочность и надежность деталей – около 30% всех дефектов, выявленных на этапе доводки двигателя связаны с изготовлением. Особую роль в этом играет **технологическая наследственность** – влияние отдельных операций изготовления на снижение усталостной прочности из-за возникновения на поверхности детали остаточных, растягивающих напряжений.

Наследственность проявляется не только после чистовой операции. Это заставляет при поиске причин снижения предела выносливости или потери геометрических форм (овальность, биение) не ограничиваться изучением последней операции, а анализировать весь процесс изготовления, начиная с заготовки.

Уменьшение отрицательного влияния технологической наследственности достигается:

- выбором технологии получения заготовки;
- выбором методов и режимов обработки;
- применением операций, снимающих остаточное напряжение: **термообработки** (закалка, отпуск, нормализация) и **упрочнения** поверхностно-пластическим деформированием (обработка дробью, микрошариками, виброголовка и др.);
- контролем с использованием современных методов (ЛЮМ, ультразвук и др.).

Важное значение приобретает организация контроля качества проведения всех операций изготовления, для чего вводится сертификация всех операций технологического процесса и сертификация исполнителей.

Все эти меры относятся и к технологии сборки, проведения испытаний и эксплуатации двигателя.

При эксплуатации двигателя, как показано выше, для сохранения, поддержания надежности используют:

- введение систем сигнализации и защит от возможных отказов и неисправностей;
- диагностику состояния отдельных деталей и всего двигателя;
- введение контрольных, достаточно сложных операций при проведении плановых предполетных и послеполетных осмотров (например, ультразвуковой контроль диска вентилятора на отсутствие трещин на двигателе НК-8-2) и др.

1.5.4 Технологичность двигателя

Технологичность конструкции двигателя [8] определяет совокупность его свойств, позволяющих вести технологическую подготовку производства, изготавливать, эксплуатировать и ремонтировать при меньших затратах труда, средств, времени и материалов по сравнению с того же класса двигателями.

По области проявления различают производственную и эксплуатационную технологичность.

Высокая **производственная технологичность конструкции изделия** предполагает такое исполнение, которое при соблюдении всех других требований обеспечивает при сравнении с аналогами минимальную трудоемкость на изготовление деталей, сборку и испытание всего изделия, высокий коэффициент использования материала (КИМ) и в итоге малую стоимость.

Эксплуатационная технологичность авиационного двигателя, как и другого объекта, проявляется в сокращении времени и затрат на техническое обслуживание. Ярким проявлением высокой эксплуатационной технологичности является готовность двигателя к эксплуатации по состоянию, позволяющая сократить затраты на одну треть.

Технологичность конструкции объекта определяет ряд параметров:

взаимозаменяемость – свойство деталей и элементов двигателя, обеспечивающее возможность замены их без всяких дополнительных операций (доработок).

Высшим проявлением взаимозаменяемости является модульная конструкция двигателя, позволяющая проводить поузловую сборку параллельно, упростить цикл общей сборки, повысить надежность, благодаря возможности предварительных испытаний узлов, сократить сроки и улучшить условия ремонта;

контролепригодность – свойство конструкции двигателя, обеспечивающее возможность и достоверность контроля при изготовлении, сборке, испытаниях и техническом обслуживании.

Как было показано в 1.5.3, при эксплуатации по техническому состоянию предусмотрен осмотр статорных и рабочих лопаток компрессора и турбины, камеры сгорания. Это возможно при соответствующем уровне контролепригодности: в корпусе двигателя должны быть предусмотрены лючки (с быстросъемными и герметичными заглушками) для ввода эндоскопа;

инструментальная доступность – свойство, гарантирующее доступность инструмента к элементам конструкции двигателя при изготовлении и обслуживании. Так, те же лючки для ввода эндоскопа должны быть доступны в мотогондоле, то есть не закрыты агрегатами, трубопроводами, чтобы можно было ключом отвернуть лючок не утерев его, ввести эндоскоп и провести без затруднений осмотр.

Существует требование, когда снятие какого-либо из агрегатов двигателя должно произойти без снятия других агрегатов, которое возможно только при отработанной инструментальной доступности, ибо подходы к местам крепления и подсоединения трубопроводов обычно затруднены переплетением коммуникаций.

Количественная оценка технологичности представляется в виде трудоемкости или стоимости и КИМ.

Коэффициент использования материала – это отношение массы готовых деталей двигателя к массе заготовок, из которых изготавливаются детали.

Для авиационных двигателей он невысок и составляет в среднем 0,2...0,25. Учитывая, что авиационный ГТД изготавливается из дорогостоящих сталей и сплавов, эта цифра обескураживает.

В середине 70-х годов Генеральный конструктор Кузнецов Н.Д. стал инициатором работ в нашей стране по повышению КИМ двигателя до 0,4...0,5 и хотя добиться такого результата до конца не удалось, была продемонстрирована возможность более эффективного использования материала в первую очередь организационными методами, повышением ответственности и заинтересованности конструкторов, технологов,

металлургов, вплоть до простых исполнителей, использованием технологий получения точных (с малым припуском) заготовок: прецизионное литье, высокоскоростная штамповка, современные методы порошковой металлургии и др.

Технологическая себестоимость – сумма затрат на осуществление технологических процессов изготовления двигателя без учета элементов, являющихся покупными изделиями.

Одной из проблем современного авиационного производства является высокая стоимость разработки, изготовления и эксплуатации самолетов и двигателей. Создание нового двигателя требует 30...40 млрд. долларов, стоимость серийного двигателя типа CFM56 (тяга 100 кН) составляет 3,0...3,5 млн. долларов.

Поэтому меры по повышению производственной и эксплуатационной технологичности имеют большую цену.

Для снижения стоимости изготовления деталей ГТД конструктор при разработке конструкции и рабочих чертежей должен следовать таким правилам:

- деталь по возможности должна иметь простую конфигурацию поверхностей, позволяющих вести обработку высокопроизводительными методами;
- базовые поверхности проектируемой детали должны быть простыми (плоскость, цилиндр) для осуществления надежной ориентации и закрепления в технологической системе;
- простановка размеров и других параметров, их относительное расположение должны позволять обрабатывать деталь на настроенном оборудовании в полуавтоматическом режиме;
- использовать при возможности материалы деталей с высоким уровнем обрабатываемости.

1.5.5 Экологические требования

Уровень шума и эмиссии вредных веществ ограничивается международными нормами ИКАО с целью защиты окружающей среды. Однако положение на рынке авиационной техники таково, что эти характеристики самолета и двигателя используются как средство борьбы с конкурентами.

1.5.5.1 Уровень шума^{*}

Цель снижения шума самолетов исключить дискомфорт для пассажиров самолета, уменьшить влияние на здоровье жителей близлежащих к аэропорту районов и обслуживающего персонала аэропорта. Основным источником шума на самолете является двигатель.

С января 1972г. ИКАО ввела общие нормы уровней шума дозвуковых пассажирских самолетов «Международным стандартом по авиационному шуму» (Приложение 16, гл. 1).

В 1995 г. сделан еще один шаг по уменьшению допустимого авиационного шума, начало действовать решение ИКАО по введению новых норм (Приложение 16, гл. 3).

В 2006 г. введено в действие Приложение 16, гл. 4 со снижением суммарного уровня шума в 3 контрольных точках относительно уровня гл. 3 в среднем на 10 *EPNдБ*.

Определения

Под **интенсивностью шума** J , *Вт/м²*, понимается количество энергии, переносимое звуковыми волнами за одну секунду через площадку в 1 м^2 , перпендикулярную к направлению их движения.

Человеческое ухо воспринимает звук в очень большом диапазоне по интенсивности, поэтому в технике принята логарифмическая шкала сравнения уровней

^{*} Раздел 1.5.5.1 Уровень шума выполнен совместно с Назаровым О.В.

шума. За эталон сравнения принята интенсивность шума на пороге слышимости $J_0 = 10^{-12} \text{ Вт/м}^2$.

За единицу сравнения принят бел, Б. Однако для авиационной акустики эта величина оказалась крупной и поэтому используется 1/10 бела – децибел, дБ, а уровень шума в децибелах:

$$L = 10 \lg \frac{J}{J_0}, \text{ дБ},$$

где J – интенсивность шума исследуемого источника.

Нормирование шума авиационных ГТД [6, 7]. Раздражающее воздействие авиационного ГТД оценивается на основе спектров шума, замеренных в диапазоне частот от 50 до 10000 Гц с учетом спектрального состава, т.е. шума разных источников (вентилятор, компрессор, камера сгорания, турбина, реактивное сопло), с учетом дискретных составляющих шума и времени его воздействия.

Есть обобщающая характеристика неприятности шумности – *ной* N , которая получается путем суммирования отдельных шумностей n_i (в ноях) в 1/3 октавных полосах частот в диапазоне от 50 до 10000 Гц. Один *ной* соответствует 40 дБ по уровню звуковой мощности (звукового давления) источника чистого тона на частоте 1000 Гц.

Общая шумность N в ноях выражается формулой

$$N = 0.85n_{\max} + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n_i, \quad (1.1)$$

где n_{\max} – наибольшее значение воспринимаемой шумности в одной из полос спектра (в ноях);

n_i – значения воспринимаемой шумности в каждой 1/3 октавной полосе спектра, снимаемого с диаграммы изошумности по известным (замеренным) уровням звукового давления (в ноях) (рис. 1.14).

Весь учитываемый спектр звуковых частот от 50 до 10000 Гц разбит на 8 интервалов – октав с отношением частот 1:2, которые, в свою очередь, разбиты на 1/3 октавные полосы, что позволяет при замере шума более полно зафиксировать дискретные составляющие. В рассматриваемом диапазоне частот таких полос 24.

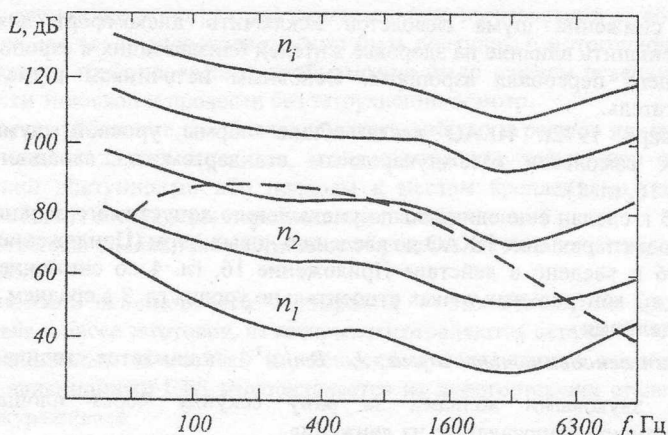


Рис. 1.14 Диаграмма равной неприятности шума (диаграмма изошумности):
— линии изошумности; ---- спектрограмма ГТД

Для определения шума самолетов и двигателей в условиях полета и в земных условиях применяются другие критерии шумности, основным преимуществом которых перед оценкой в ноях, является оценка уровня шума одним числом.

Используют два критерия: **уровень воспринимаемого шума PNL** и **эффективный уровень воспринимаемого шума $EPNL$** .

Вначале определяется суммарная шумность в ноях по формуле 1.1. Затем определяется уровень воспринимаемого шума PNL :

$$PNL = 40 + 33 \lg N, \text{ } PNL \text{ в } \text{дБ}. \quad (1.2)$$

Уровень воспринимаемого шума PNL в $PNL \text{ в } \text{дБ}$ учитывает частотный состав шума, суммируются уровни звукового давления с учетом кривых изошумности (рис.1.15).

Для учета изменений во времени уровня воспринимаемого шума PNL с поправкой на дискретную составляющую используют уровень воспринимаемого шума $PNLT$ в $TPNL \text{ в } \text{дБ}$:

$$PNLT = PNL + C, \quad (1.3)$$

где C - поправка на дискретные составляющие шума с максимальным значением $C_{\text{max}} = 6.7$.

Наибольшее раздражающее воздействие на человека оказывает шум с частотами от 3000 до 5000 Гц. Источники шума с частотами ниже и выше указанного диапазона имеют меньший уровень неприятности шумности.

Эффективный уровень воспринимаемого шума $EPNL$ в $EPNL \text{ в } \text{дБ}$ является характеристикой, учитывающей дополнительно к PNL дискретные составляющие в спектре шума и продолжительность воздействия:

$$EPNL = PNLTM + D, \quad (1.4)$$

где $PNLTM$ - максимальное значение изменяющегося во времени уровня воспринимаемого шума $PNLT$;

D - поправка на продолжительность воздействия шума (время звучания верхних десяти $TPNL \text{ в } \text{дБ}$ при пролете самолета относительно приемника звука),

$$D = 10 \lg \frac{3.4H}{T_0 \cdot v},$$

где T_0 - нормированная постоянная, равная 20с;

v - скорость полета;

H - высота полета.

Исходными данными для оценки уровня шума авиационного ГТД являются спектрограммы шума, полученные в контрольных точках измерения, которые закреплены Международным стандартом.

Оценка акустических характеристик самолета ведется в $EPNL \text{ в } \text{дБ}$ по стандарту ИКАО в 3 контрольных точках с учетом взлетной массы самолета (рис. 1.15).

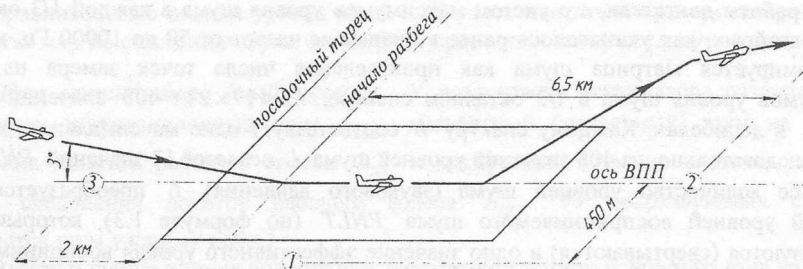


Рис. 1.15 Расположение контрольных точек измерения уровня шума самолета при взлете и посадке

Точка 1 при взлете – на линии, параллельной оси взлетно-посадочной полосы (ВПП) на расстоянии 450 м от нее, в точке, где уровень шума достигает максимального значения. Микрофоны на этой линии устанавливаются через каждые 500 м.

Точка 2 при наборе высоты – на расстоянии 6500 м от начала разбега вдоль оси ВПП по направлению полета.

Минимальное расстояние от самолета до контрольной точки 2 зависит от аэродинамических характеристик и тяговооруженности самолета и от стремления получить наименьший фиксируемый уровень шума. Оно составляет 300–450 м.

Точка 3 при снижении на посадку – на расстоянии 2000 м от посадочного торца ВПП вдоль оси ВПП против направления полета, при снижении самолета по стандартной глиссаде с углом наклона к горизонту 3° . При этом минимальное расстояние от самолета до контрольной точки составляет 120 м.

Шум самолета в каждой контрольной точке регистрируется через каждые 0,5 с, заданное количество замеренных спектров уровня шума (до 30...40) преобразуются по зависимостям (1.2), (1.3) в такое же количество уровней воспринимаемого шума *PNLT*.

Заключительным этапом оценки шума самолета является свертывание полученных значений уровней воспринимаемого шума *PNLT* в одно значение эффективного уровня воспринимаемого шума *EPNL* в каждой контрольной точке.

Измерения шума ГТД при доводочных испытаниях проводят обычно на открытом стенде с расположением 17 точек на полуокружности радиусом 50...100 м, исходящего из некоторого условного центра на двигателе (рис.1.16). Регистрация шума в каждой точке происходит в течение 40...90 с на каждом режиме работы двигателя.

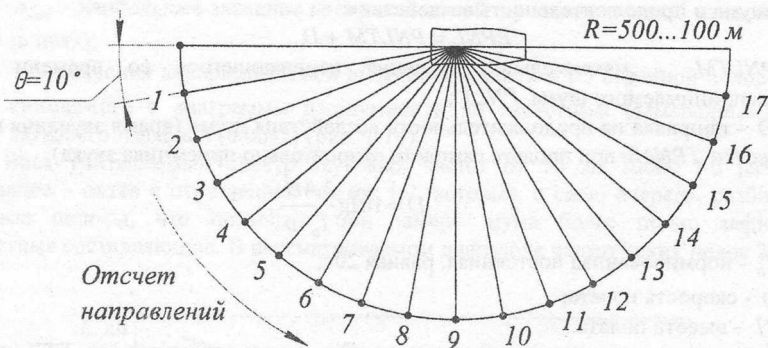


Рис. 1.16 Схема расположения точек измерения при оценке шума на открытом акустическом стенде

На основе этих замеров формируются 17 спектров уровней шума в дБ на каждом режиме работы двигателя, а с учетом максимумов уровня шума в каждой 1/3 октавной полосе, которых, как указывалось ранее в диапазоне частот от 50 до 10000 Гц, имеется 24, формируется матрица шума как произведение числа точек замера на число максимумов уровня шума в 1/3 октавном спектре: $M = 17 \times 24 = 408$ значений уровня шума *L* в децибелах. Каждому спектру *L* соответствует одно максимальное значение *PNL*. Следовательно, из 408 значений уровней шума *L* остается 17 значений *PNL*.

Все количество уровней шума (звукового давления) *L* преобразуется в 17 значений уровней воспринимаемого шума *PNLT* (по формуле 1.3), которые затем преобразуются (свертываются) в одно значение эффективного уровня воспринимаемого шума *EPNL* по выражению (1.4) в данной контрольной точке на заданном режиме.

Это позволяет дать интегральную оценку уровня шума на местности, а также оценивать эффективность средств шумоглушения, внедряемых на двигателе.

Имеется возможность [7] рассчитать величину эффективного уровня воспринимаемого шума $EPNL$ в контрольных точках путем пересчета стендовой матрицы шума ГТД на летные условия.

При этом спектры уровней шума (звукового давления), равномерные по направлению θ (см. рис.1.18), преобразуется в спектры, равномерные по времени пролета самолета над контрольной точкой.

Затем в уровни шума вносятся поправки на изменение расстояния (на каждом направлении) от самолета до контрольной точки, влияние скорости полета, влияние числа двигателей и компоновки СУ на самолете, смещение частот вследствие эффекта Доплера, затухание и рефракцию звука вблизи поверхности земли и в атмосфере, интерференцию звуковых волн в летных условиях, обусловленную влиянием земной поверхности.

Адаптированные таким образом к условиям полета спектры шума в дБ пересчитываются последовательно в уровни воспринимаемого шума PNL и свертываются в значение эффективного уровня воспринимаемого шума $EPNL$ в каждой контрольной точке.

Описание операций оценки значений эффективности уровня воспринимаемого шума $EPNL$ в $EPN\delta B$ с непосредственными замерами шума в контрольных точках или пересчетом результатов замера уровня шума при испытаниях двигателя на местности дано для того, чтобы показать технологию и сложность расчета эффективного уровня воспринимаемого шума и как доказательство того, что при выполнении проектных учебных заданий по оценке шума можно ставить пока только локальные задачи: определение уровня шума отдельных узлов ГТД, оценку эффективности конструктивных мер по снижению шума и др.

Источники шума в ГТД. Основными источниками шума самолета являются шум двигателя и аэродинамический шум планера самолета.

Исследования показали [6], что аэродинамический шум планера самолета при заходе на посадку с выпущенными шасси и элементами механизации крыла и неработающими двигателями примерно на 8 $EPN\delta B$ меньше норм гл. 2 или примерно соответствует нормам гл. 3 (98 $EPN\delta B$) Положения 16 стандарта ИКАО.

Следовательно, аэродинамический шум планера становится доминирующим при эффективных мерах по снижению шума двигателя. И меры по дальнейшему снижению уровня шума самолета необходимо проводить одновременно по самолету и по двигателю.

В п.2.3.2 показан пример совместных усилий конструкторов самолета и двигателя по созданию малошумного самолета.

Шум авиационного двигателя исходит от многих источников. Основные из них: вентилятор (компрессор), турбина, реактивное сопло, а также источники внутреннего шума: камера сгорания и ребра, стойки, трактовые поверхности опор (вихревой шум и шум пограничного слоя).

Сравнительные оценки уровня шума в дБ узлов двигателя при проектировании и разработке мер по снижению шума могут быть проведены по нижеследующей методике.

Шум вентилятора (компрессора). У дозвукового вентилятора различают три вида шума: широкополосный шум $L_{ш\sigma}$, дискретный (тональный) шум на частоте следования лопаток рабочего колеса $L_{д\sigma}$ и дискретный шум на частотах, кратных частоте следования лопаток рабочего колеса $L_{дк\sigma}$. (У сверхзвуковых ступеней добавляется шум ударных волн.)

Возникновение широкополосного и дискретного шумов основного тона на частоте следования лопаток РК показано в гл. 3. Дискретный шум на частотах, кратных частоте следования лопаток, можно рассматривать как добавление к дискретному шуму основного тона.

Суммарный уровень дискретного и широкополосного шумов на условном радиусе 1 м определяется по общему выражению

$$L_{\Sigma} = 20 \lg \Delta T + 10 \lg G_B + \Delta L_1 + \Delta L_2, \quad (1.5)$$

где ΔT - перепад температуры торможения на ступени;

G_B - расход воздуха через ступень;

ΔL_1 - поправка, учитывающая режим работы i -го компрессора (двигателя),

$$\Delta L_1 = 18.6 \lg \frac{P_i}{P_0}, \frac{P_i}{P_0} - \text{относительная тяга на режиме;}$$

ΔL_2 - поправка, учитывающая величину осевого зазора S между рабочим колесом и направляющим аппаратом, отнесенного к ширине лопаточного венца направляющего аппарата С;

| | | ΔL_2 , дБ |
|---------------|------------|-------------------|
| $\frac{S}{C}$ | 0,25...1,0 | 3...5 |
| $\frac{C}{S}$ | 0,25...2,0 | 5...7 |

С учетом ΔL_1 и ΔL_2 по выражению (1.5) вычисляется дискретная составляющая шума $L_{Д\Sigma}$.

Для вычисления широкополосного шума $L_{Ш\Sigma}$ в выражение (1.5) добавляется еще одна поправка:

$$\Delta L_i = 10 \lg e^{\frac{1}{2} \frac{\ln(f_i/f_{\max})}{\ln \sigma}},$$

где f_i/f_{\max} - отношение центральной частоты в 1/3 октавной полосе к максимальной.

Учитывая, что спектр широкополосного шума обладает бимодальным (двухчастотным) распределением в полосе, максимумы частот выбирают:

первый - $f_{\max} = f_d$ (частота дискретного шума) и второй - $f_{\max} = 2f_d$.

$\sigma = 2,2$ - среднеквадратичное отклонение при нормальном логарифмическом распределении.

В суммарном шуме вентилятора могут присутствовать дискретные составляющие на частотах, кратных частоте следования лопаток $L_{ДК\Sigma}$, от воздействия ВНА и искажения потока на входе.

$$L_{ДК\Sigma} = 10 \lg [10^{L_{ВНА}/10} + 10^{L_{иск}/10}].$$

Для вентилятора с ВНА

$$L_{ВНА} = L_{Д\Sigma} + 3 - 3K.$$

Усиление шума за счет искажения потока на входе в вентилятор

$$L_{иск} = L_{Д\Sigma} + 10(1 - K).$$

Здесь K - номер лопаточной гармоники ($K=1, 3, 4, \dots$).

Спектр суммарного уровня шума вентилятора (компрессора) на данном i -м режиме

$$L_{\Sigma i} = 10 \lg [10^{L_{Ш\Sigma}/10} + 10^{L_{Д\Sigma}/10} + 10^{L_{ДК\Sigma}/10}]. \quad (1.6)$$

Шум турбины. Шум турбины имеет те же физические основы, что и шум вентилятора - выделяются дискретный и широкополосный шум. Однако характеристики шума турбины и вентилятора разнятся из-за различий в аэродинамических характеристиках (более изогнутый профиль сечения лопатки), ширины турбулентных следов и из-за больших перепадов давлений (в 6...8 раз) на ступени.

Дискретный шум турбины расположен в высокочастотной части спектра шума ГТД и выделяется обычно на режиме захода на посадку, с частотой $f_{дт} \geq 4000 \text{ Гц}$. Но его интенсивность значительно меньше интенсивности незаглушенного шума вентилятора.

Шум турбины ВД значительно затухает при прохождении через лопатки последующих ступеней турбины. Поэтому определяющим является шум последней ступени.

Шум турбины более заметен на режимах пониженной тяги, когда другие источники шума становятся более слабыми. Максимумы интенсивности шума турбины по диаграмме направленности шума находятся под углом $\theta = 110 \dots 120^\circ$ к оси входа в двигатель (см. рис. 1.18). Поэтому базой для расчета турбины является шум на этом направлении $L_{\Sigma 110}$:

$$L_{\Sigma 110} = 40 \lg \frac{\Delta T^*}{T_T^*} - 20 \lg V_T + 10 \lg F_C + 164, \quad (1.7)$$

где $\frac{\Delta T^*}{T_T^*} = 1 - \left(\frac{1}{\pi_T^*} \right)^{\frac{k-1}{k}}$ - отвод приведенной идеальной работы на турбине;

π_T^* - степень понижения давления в турбине;

V_T - скорость на периферии лопаток последней ступени;

F_C - площадь выходного сечения сопла.

Уровень дискретной (тональной) составляющей шума турбины на определенном направлении $L_{T(\theta)}$:

$$L_{T(\theta)} = L_{T110} - \Delta L_T(\theta).$$

$\Delta L_T(\theta)$ определяется по таблице

| | | | | |
|---------------------------|-----|-----|-----|-----|
| f_i / f_{\max} | 0,2 | 0,4 | 0,8 | 1,0 |
| $\Delta L_T(\theta)$, дБ | -10 | -6 | -2 | 0 |

Суммарный уровень шума дискретной составляющей $L_{T\Sigma}$:

$$L_{T\Sigma} = 10 \lg \left(\sum_{\theta=10}^{170} 10 \lg (L_{T(\theta)} / 10) \right).$$

Суммарный уровень шума широкополосный составляющей $L_{Ш\Sigma}$:

$$L_{Ш\Sigma} = 10 \lg (10^{L_{T110}/10} - 10^{L_{T\Sigma}/10}).$$

Спектр суммарного уровня шума турбины $L_{\Sigma i}$:

$$L_{\Sigma i} = 10 \lg (10^{L_{Ш\Sigma}/10} + 10^{L_{T\Sigma}/10}). \quad (1.8)$$

Шум реактивной струи возникает из-за того, что высокоскоростная струя газа при истечении, смешиваясь с окружающей средой, создает интенсивные турбулентные пульсации, которые и являются генераторами шума. Чем меньше масштаб турбулентности, тем выше частота. Поэтому высокочастотный шум проявляется на начальном участке реактивной струи, а низкочастотный на основном участке (рис. 1.17).

Акустическая мощность реактивной струи

$$W_C = K \frac{\rho_C^2 \cdot C_C^n \cdot D_C^5}{\rho \cdot a^5}, \text{ Вт},$$

где ρ_c, ρ - плотность газа в реактивной струе и окружающей среде;
 D_c - диаметр сопла;
 a - скорость звука в окружающей среде;
 C_c^n - скорость газа на срезе сопла;
 K - экспериментальный коэффициент, учитывающий уровень турбулизации струи $K_0 = (3..5) \cdot 10^{-4}$ при $M_c < 0.5$, $K = 2,5 \cdot 10^{-4}$ при $M_c > 0.5$.

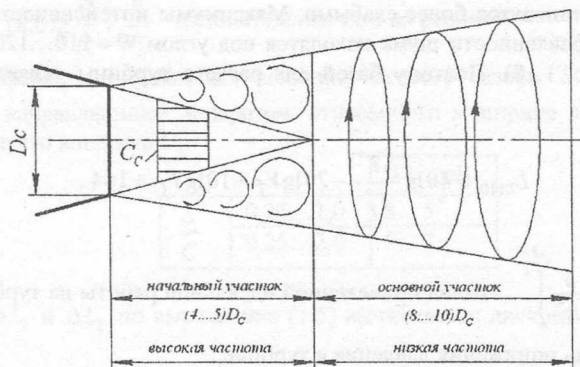


Рис. 1.17 Акустическая структура дозвуковой затопленной струи газотурбинного двигателя

В зависимости от скорости истечения газа из сопла $C_c (M_c)$ выделяют для оценки W_c :

закон 8-й степени (C_c^8) при $0,5 < M_c < 1,0$;

закон 6-й степени (C_c^6) при $0,2 < M_c < 0,5$;

закон 3-й степени (C_c^3) при $M_c > 1,0$.

Спектр суммарного шума реактивного сопла $L_{сж}$ в дБ:

$$L_{сж} = 10 \lg W + 120. \quad (1.9)$$

Шум камеры сгорания. Камера сгорания генерирует шум в низкочастотном диапазоне, максимум акустической интенсивности которого в спектре шума двигателя соответствует частоте 400...600 Гц. На диаграмме направленности уровня шума с максимальным значением на угле $\theta = 120...130^\circ$ спектр шума аналогичен спектру шума реактивной струи. Шум камеры сгорания возникает из-за неоднородностей исходной топливовоздушной смеси, из-за чего возникают местные зоны с разной скоростью горения, что приводит к пульсациям объема образующихся продуктов сгорания, которые, расширяясь, генерируют волны давления.

Суммарный уровень шума камеры сгорания L_w :

$$L_w = 10 \lg G_B \left[(T_G^* - T_K^*) \frac{P_K}{P_G} \sqrt{\frac{T_H}{T_K^*}} \right] + C. \quad (1.10)$$

Частоты максимальной интенсивности суммарного шума

$$f_{KC} = 2060 \pi_{КЭ}^{0.5} \cdot G_B^{-0.5} \cdot T_G^{*-0.25},$$

где C - константа, для ГТД со свободной турбиной $C = 54.5$ дБ.

Направленность шума. Уровень шума от разных источников имеет разные уровни по различным направлениям, исходящим от источника. Направленность определяется углом θ от выбранной оси источника и максимальным уровнем шума (рис. 1.18). Эта характеристика важна при поиске мер нейтрализации шума на отдельных этапах «взлета - посадки». Следует отметить, что угол максимальной интенсивности излучения θ каждого из источников мало меняется при изменении параметров и типа ГТД – не более чем на $10...15^\circ$.

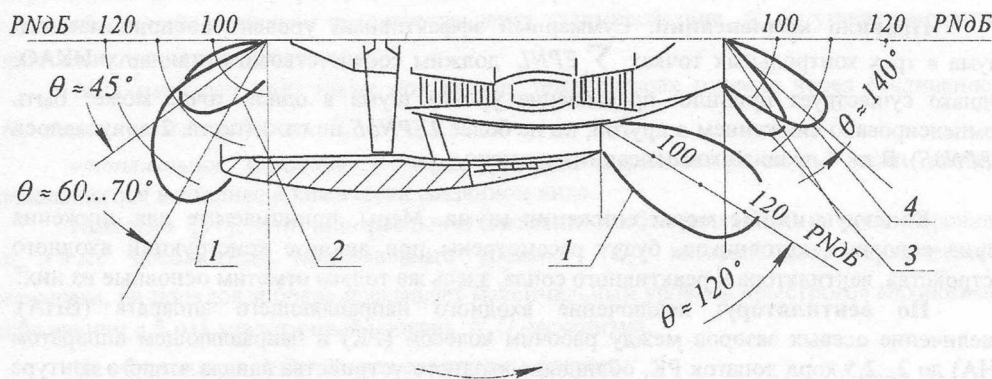


Рис. 1.18 Диаграмма направленности шума разных источников в ТРДД с большой степенью двухконтурности: θ - угол максимальной интенсивности излучения источника; 1 – вентилятор (вход и выхлоп); 2 – компрессор; 3 – турбина; 4 – реактивное сопло

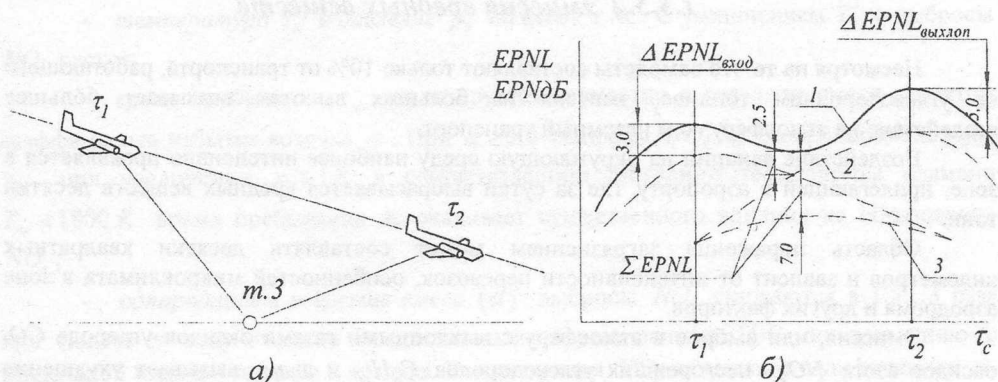


Рис. 1.19 Схема регистрации уровня шума: а) схема прохождения самолета относительно контрольной точки; б) изменение уровня шума по времени: 1 – каналы не облицованы ЗПК; 2 – при облицовке одного из каналов; 3 – при облицовке обоих каналов

Сбалансированное снижение уровня шума основных источников. Уровень шума в передней и задней полусферах у ТРДД как источника неодинаков. Так, в ТРДД с $m \leq 2$ на взлете превалирует шум реактивной струи, на посадке – шум вентилятора (рис. 1.19).

При проходе контрольной точки (время τ_1) превалирует шум вентилятора на всасывании, в момент когда самолет миновал контрольную точку (время τ_2) максимальный уровень шума генерирует вентилятор на выхлопе (рис. 1.19 а, б).

Так, облицовка звукопоглощающими панелями по отдельности входного и выходного каналов снижала шум на 3...5 $EPN\Delta B$ в каждом из максимумов. Однако общее снижение шума было невелико: $\Delta EPNL = 1,5..2,5 EPN\Delta B$.

При установке ЗПК в обоих каналах вентилятора, т.е. при одновременном заглушении обоих максимумов шума, эффект может достигать более 7 $EPN\Delta B$.

При заглушении только одного источника результат будет малым: нужно заглушать все другие источники с близким уровнем шума.

Правило компенсации. Суммарный эффективный уровень воспринимаемого шума в трех контрольных точках $\sum EPNL$ должны соответствовать стандарту ИКАО. Однако существует правило: превышение уровня шума в одной точке может быть компенсировано снижением в другой, но не более 2 $EPN\Delta B$ по гл. 3 (по гл. 2 допускалось 3 $EPN\Delta B$). В гл. 4 правило компенсации отменено.

Конструктивные меры снижения шума. Меры, принимаемые для снижения шума основных источников, будут рассмотрены при анализе конструкций входного устройства, вентилятора и реактивного сопла, здесь же только отметим основные из них:

По вентилятору: исключение входного направляющего аппарата (ВНА), увеличение осевых зазоров между рабочим колесом (РК) и направляющим аппаратом (НА) до 2...2,5 хорд лопаток РК, облицовка входного устройства канала второго контура звукопоглощающими панелями (ЗПК).

По реактивному соплу: снижение скорости на срезе сопла C_c за счет повышения степени двухконтурности, разделение ядра реактивной струи на ряд струй, что снижает интенсивность шума (рассекатели, шевронное сопло и др.).

1.5.5.2 Эмиссия вредных веществ

Несмотря на то что самолеты составляют только 10% от транспорта, работающего на углеводородном топливе, эмиссия на больших высотах оказывает большее воздействие на атмосферу, чем наземный транспорт.

Воздействие авиации на окружающую среду наиболее интенсивно проявляется в зоне, прилегающей к аэропорту, где за сутки выбрасывается вредных веществ десятки тонн.

Область поражения загрязнением может составлять десятки квадратных километров и зависит от интенсивности перевозок, особенностей микроклимата в зоне аэродрома и других факторов.

Эмиссия, или выброс в атмосферу с выхлопными газами оксидов углерода CO , оксидов азота NO_x , несгоревших углеводородов C_nH_m и дыма, вызывает ухудшение общего состояния и здоровья людей.

Токсичные составляющие выхлопа состоят из оксидов азота (окись азота NO и двуокись азота NO_2), из оксидов углерода (окись углерода CO и двуокись углерода CO_2), углеводородов C_nH_m (и среди них канцерогенный бензапирин $C_{20}H_{12}$) и дыма.

Рассмотрим опасность для человека и окружающей среды этих веществ, механизм их образования и методы снижения их содержания в выхлопной струе [11].

Окислы азота. Наибольшее воздействие на человека и окружающую среду оказывают окись азота NO и двуокись азота NO_2 , обладающие наибольшей токсичностью. NO - газ без цвета и запаха, NO_2 - газ с резким запахом и наблюдается на выхлопе в виде струй желто-бурого цвета. Принято оба окисла обозначать NO_x . Токсичность NO_x высока – на порядок выше, чем у известного угарного газа CO . Окись

азота NO оказывает воздействие на гемоглобин крови и нервную систему человека, двуокись азота NO_2 воздействует на дыхательные пути и легкие, разрушая их. При работе в течение 3...5 лет в среде с концентрацией NO_2 0,5...0,8 мг/м³ возникают бронхиты, астмы и другие заболевания.

Существуют четыре механизма образования NO_x :

термический, путем окисления азота в зонах высоких температур камеры сгорания, он идет с быстрорастущей скоростью, когда температура превышает 1920К;

«быстрый» механизм реализуется через взаимодействие N_2 с углеводородами при низких температурах горения;

N_2O -механизм идет также при низких температурах горения через соединение N_2 с молекулами кислорода O_2 ;

«топливный» механизм – через реакции перехода в окись части азота, находящегося в топливе в химически связанном виде.

Показано [11], что при реальном времени пребывания ТВС в зоне горения $\tau_{np} > 5$ мс абсолютный максимальный уровень NO_x , который дает термический механизм, на порядок и более превышает максимальный уровень «быстрого» механизма и более чем в 5 раз аналогичный уровень N_2O -механизма.

На образование NO_x влияют следующие факторы:

– *вид топлива*: в легких топливах (керосин) содержание связанного азота в процентах от объема – 0.02...0.03 против тяжелого топлива мазута – 0.3...0.5. Для ГТД, работающих на керосине и природном газе, вклад топливных NO_x мал (0,2%).

Однако отметим, что при переводе газотурбинных приводов (при конвертации авиационных ГТД) с керосина на газ снижаются выбросы NO_x в 1,5...2 раза.

– *температура T_K^* и давление p_K^* на входе в КС*. С увеличением T_K^* и выбросы NO_x растут;

– *время пребывания τ_{np}* анализируется совместно с составом смеси с учетом коэффициента избытка воздуха α . При $\alpha \geq 1.0$ выбросы NO_x прямопропорциональны τ_{np} , при увеличении $\alpha > 1.8$ и соответственном снижении температуры пламени $T_{пл} < 1800$ К время пребывания не оказывает существенного влияния на образование NO_x ;

– *однородность и состав смеси (α)*: выбросы NO_x снижаются в 1,5...3 раза при подаче в зону горения предварительно перемешанной ТВС по сравнению с раздельной подачей топлива и воздуха. Концентрация NO_x возрастает с увеличением α в богатых смесях ($\alpha < 1$) и уменьшается в бедных смесях ($\alpha > 1$). Максимальное значение выбросов NO_x достигается при $\alpha = 1$.

Оксид углерода CO . Это газ, который не имеет цвета и запаха и как и NO быстро реагирует с гемоглобином крови и вызывает отравления, а при больших концентрациях и летальный исход. Выделение CO имеет прямую зависимость от полноты сгорания топлива: снижения коэффициента полноты сгорания η_r ведет к увеличению выхода CO из-за недожога топлива.

CO_2 – *двуокись углерода*, как и оксид углерода, – результат неполного сгорания топлива. При содержании в воздухе до 1% CO_2 возникает опасность для организма человека, при 10% – сильное отравление.

Углеводороды C_nH_m . Все факторы, влияющие на рост полноты сгорания, снижают выбросы углеводородов, как и окислов углерода, углеводороды воздействуют

на мозг, на сердечно-сосудистую систему (снижается содержание гемоглобина и эритроцитов) и на эндокринный аппарат человека, а бензапирин даже при малых концентрациях вызывает заболевание раком легких.

Дымность связана с образованием частиц сажи в зонах камеры сгорания с богатой ТВС. Сажа – это твердые частицы черного цвета сферической формы диаметром 1...500 мкм. Она опасна тем, что адсорбирует в себе многие токсичные вещества выхлопных газов.

Основные факторы, влияющие на образование сажи, были найдены экспериментально. Дымление двигателя зависит в основном от процесса образования ТВС: если смесь однородна, то при горении сажа практически не образуется. При увеличении T_K^* и p_K^* дымление увеличивается. Чем тяжелее топливо, тем больше сажеобразование.

Нормирование эмиссии. Эмиссия вредных веществ нормируется Международным стандартом ИКАО и Авиационными правилами (АП-34) «Охрана окружающей среды. Нормы эмиссии для авиационных двигателей».

Контрольный параметр эмиссии D_j/P_0 , г/кН, есть отношение массы D_j газообразного вредного вещества, выбрасываемого двигателем за взлетно-посадочный цикл, к взлетной тяге P_0 .

$$D_j = \sum_i (EJ_j)_i \cdot G_{Ti} \cdot \tau_i,$$

где EJ_j - индекс эмиссии одного из веществ (j), входящих в выбросы, есть отношение массы вещества в г к массе сгоревшего топлива в кг, г/кг;

G_{Ti} - расход топлива на i -м режиме в кг/с;

τ_i - время работы двигателя на i -м режиме, с.

Взлетно-посадочный цикл (табл. 1.6) – это набор режимов, используемых при взлете и посадке, который позволяет сопоставлять по уровню эмиссии различные двигатели в процессе сертификационных испытаний.

Таблица 1.6

| Наименование режима (i) | Относительная тяга P_i/P_0 | Продолжительность τ_i в мин |
|-----------------------------|------------------------------|----------------------------------|
| Взлет | 1,00 | 0,7 |
| Набор высоты | 0,85 | 4,0 |
| Заход на посадку | 0,30 | 2,2 |
| Руление/ земной малый газ | 0,07 | 26 |

Отношение D_j/P_0 при условии выражения расхода топлива G_{Ti} через удельный расход C_{yoi} и тягу P_i может быть записано как

$$\frac{D_j}{P_0} = 0,278 \cdot \sum_i (EJ_j)_i \cdot C_{yoi} \cdot P_i \cdot \tau_i, \frac{г}{кН},$$

где C_{yoi} в кг/(Н·ч),

P_0, P_i в кН, EJ_j в г/кг топлива.

Полученные значения контрольного параметра эмиссии по всем трем компонентам: CO , NO_x и C_nH_m сравниваются с нормативами по АП-34.

Нормативные уровни эмиссии ограничиваются следующими величинами (для двигателей с тягой более 26,7кН):

| | |
|----------|-------------------------------------|
| CO | $D_{CO} \leq 118 \text{ г/кН}$ |
| C_nH_m | $D_{C_nH_m} \leq 19,6 \text{ г/кН}$ |

Допустимые уровни эмиссии оксидов азота зависят от степени повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*$ и представлены на рис. 1.20.

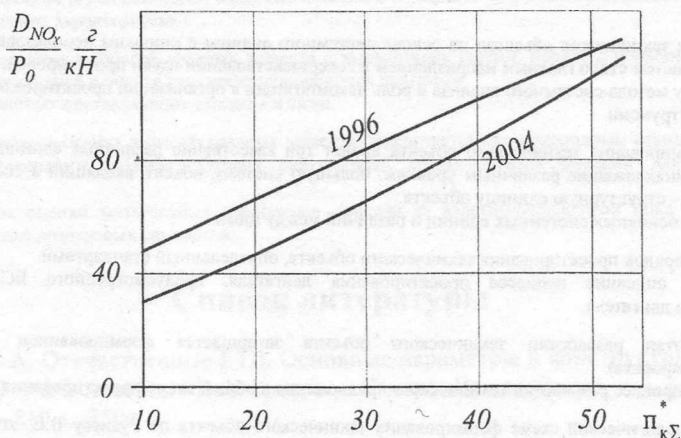


Рис. 1.20 Допустимые уровни эмиссии NO_x ТРД и ТРДД дозвуковых самолетов (нормы ИКАО 1996г. и предложения на 2004 г.)

Дымность связана с образованием частиц сажи в зонах камеры сгорания с богатой топливовоздушной смесью. Содержание сажи характеризуется числом дымности SN и определяется методом фильтрации выхлопных газов через белый бумажный фильтр.

Допускаемые по нормам ИКАО значения $SN = 30$ до 20 (уменьшается с увеличением значения P_0), т.е. находится ниже границы видимости дыма ($SN = 30 \dots 40$).

Контрольные вопросы

1. В авиационной промышленности существует проблема несовпадения циклов создания самолета и двигателя.
Какова необходимость сближения циклов создания двигателя и самолета? В чем основные трудности такого синхронного проектирования? Покажите основные шаги двигательной фирмы на I и II этапах создания двигателя.
2. Современная организация проектных работ позволяет значительно сократить время проектирования и экспериментальных доводочных работ.
Дайте анализ этих возможностей и покажите направленность в повышении квалификации современного конструктора.
3. Формирование технических объектов на основе системного анализа с широким использованием ЭВМ и информационных систем стало главным направлением в совершенствовании науки проектирования.
Покажите структуру метода системного анализа и роль декомпозиции в организации проектирования двигателя и изучения его конструкции.
4. В задачу формирования технического объекта вводят три качественно различные единицы, связанные между собой и принадлежащие различным уровням: большую систему, объект, входящий в состав большой системы и элемент – структурную единицу объекта.
Дайте определение основных системных единиц и различий между ними.
5. Существует порядок проектирования технического объекта, определенный стандартами.
Дайте подробное описание процесса проектирования двигателя, предусмотренного ЕСКД, и роль демонстрационного двигателя.
6. Начальный этап разработки технического объекта завершается формированием технического предложения (аванпроекта).
Опишите состав и процесс разработки технического предложения в общей схеме проектирования.
7. В общей технологической схеме формирования технического объекта по Рудневу В.Е. этап «Замысел» является результатом поиска наиболее привлекательной идеи нового изделия.
Дайте анализ всех трех блоков этапа и сформулируйте смысл термина «Концепция объекта».
8. Этап «Проектирование объекта» в общей технологической схеме формирования технического объекта по Рудневу В.Е. играет важную роль для последующего анализа и исследования функциональных и параметрических связей узлов и выбора предпочтительного варианта.
Анализируя блоки 2.1, 2.2, 2.3 этого этапа покажите связи между ними и сам процесс выбора предпочтительного варианта.
9. Важное значение в выборе оптимального варианта конструкции имеет блок «Моделирование применения» в общей технологической схеме формирования технического объекта по Рудневу В.Е.
Перечислите возможные операции по проверке работоспособности в разных условиях эксплуатации применительно к авиационному ТРДДФ для истребителя.
10. Особую роль в принятии окончательного решения об оптимальном варианте проектируемого технического объекта играют блок «Информация для принятия решения» и корректирующие шаги, предлагаемые лицом, принимающим решение (главный конструктор).
Какие возможности имеются для коррекции, улучшения предлагаемого решения?
11. На этапе «Замысел» (блок «Внешняя среда») важна оценка степени соответствия параметров создаваемого объекта научно-техническому уровню (НТУ).
Какие исследовательские операции проводятся при определении НТУ на начальном этапе проектирования?
12. Взлетная масса и коммерческая нагрузка являются критериями эффективности при выборе параметров двигателя для пассажирского самолета.
На основе анализа суммарной относительной массы топлива и силовой установки γ_{Σ} покажите важность мер по снижению массы двигателя и удельного расхода топлива.
13. В современном авиадвигателестроении широко используется способ создания новых типов и модификаций ТРДД на базе одного газогенератора.
В чем заключается идея и преимущества создания ТРДД на базе существующего газогенератора?
14. В качестве критериев оптимизации и ограничений выдвигается целый комплекс требований, формируемых нормативными документами и техническим заданием на проектирование конкретного двигателя.
Перечислите основные критерии качества проектируемого двигателя и дайте анализ требований по удельному расходу топлива и удельному весу двигателя.

15. Надежность двигателя закладывается на этапе проектирования, отрабатывается в процессе доводки и совершенствуется при изготовлении и эксплуатации.
Покажите методы обеспечения надежности при проектировании и производстве двигателя.
16. Безопасность полетов определяется в первую очередь надежностью и самолета, и двигателя.
Дайте расширенное определение надежности и ее компонентов и эксплуатации двигателей по состоянию.
17. Нормирование шума авиационных двигателей стало определяющим при оценке эксплуатационных качеств двигателя.
Опишите оценку акустических характеристик в эксплуатационных условиях и при доводочных испытаниях.
18. На этапе проектирования ГТД, начиная с выбора конструктивно-силовой схемы, закладываются основные меры по достижению норм ИКАО по уровню шума.
Покажите все источники шума двигателя, выделите основные и укажите современные подходы к достижению заданных акустических характеристик.
19. Проблема снижения выбросов вредных веществ с выхлопными газами, наряду с борьбой по снижению шума, стала определяющей в оценке конкурентоспособности двигателя.
Дайте анализ токсичных составляющих выхлопа и сажи.
20. Технология нормирования эмиссии вредных веществ определяется международным стандартом ИКАО и авиационными правилами (АП-34) "Охрана окружающей среды. Нормы эмиссий для авиационных двигателей".
Покажите порядок оценки контрольных параметров эмиссии за взлетно-посадочный цикл и допустимые уровни выбросов для дозвуковых самолетов.

Список литературы

1. Зрелов, В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы (ч. 1, ч. 2): учеб. пособие / В.А. Зрелов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2002. – 210 с., 250с.
2. Формирование технических объектов на основе системного анализа / В.Е. Руднев, В.В. Володин, К.М. Лучанский [и др.]. – М.: Машиностроение, 1991. – 320 с.
3. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.
4. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. – Кн. 3./ В.В. Кулагин, С.К. Бочкарев, И.М. Горюнов [и др.]; под общ. ред. В.В. Кулагина. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.; ил.
5. Ануров, Ю.М. Основы обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей и энергетических установок / Ю.М. Ануров, Д.Г. Федорченко. – СПб.: СПб-ГПУ, 2004. – 390с.
6. Белоусов, А.И. Конструктивные методы снижения шума авиационных двигателей: учеб. пособие / А.И. Белоусов, И.С. Загузов; под ред. акад. Н.Д. Кузнецова. – Куйбышев: КуАИ, 1982. – 96с.
7. Снижение шума самолетов с реактивными двигателями / А.М. Мхитарян, В.Г. Енских, Б.Н. Мельников [и др.]; под ред. д-ра техн. наук А.М. Мхитаряна. – М.: Машиностроение, 1975. – 264с.
8. ЦИАМ. Экспресс-информация. Серия: авиационные двигатели 1980-2008.
9. Трунов, О.К. Обледенение самолетов и средства борьбы с ним / О.К. Трунов. – М.: Машиностроение, 1963. – 248 с.
10. Кочеров, Е.П. Проектирование подвески ГТД на летательном аппарате / Е.П. Кочеров, Н.И. Старцев. – Самара: – Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 1998.
11. Постников, А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ / А.М. Постников. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 286 с.

Глава 2 Взаимосвязи самолёта и двигателя на начальном этапе проектирования

В главе 1 дана развёрнутая технология создания компоновки технического объекта, в нашем случае — авиационного двигателя, и показано, что процесс этот итерационный.

Оптимальный вариант опорной конструкции вырисовывается после многих корректировок конструктивных параметров и характеристик, после моделирования эпизодов применения, после оценки материальных затрат на создание, производство и эксплуатацию.

Именно выбор предпочтительного варианта лицом, принимающим решение, позволяет утвердить два основополагающих документа: ТП — техническое предложение, и проект технического задания (ТЗ) на создание двигателя.

В идеальном случае проектирование двигателя и самолёта, как было показано, должно проходить синхронно, то есть проектирование двигателя начинается тогда, когда утверждены окончательные требования к самолёту (исключается введение изменений), а создание опорной конструкции двигателя происходит взаимосвязано с разработкой конструкции самолёта.

Создание компоновки авиационного двигателя как основного объекта уровня n проходит во взаимодействии с конструкторским коллективом создателей самолёта — объекта более высокого уровня $n+1$.

Это означает, что формирование исходных данных (ИД) опорной конструкции двигателя и самолёта, технического предложения (ТП) для создания объектов уровня $n+1$ и n проходит в тесном постоянном взаимодействии проектировщиков самолёта и двигателя.

Без завершения исходных шагов в проектировании самолёта нельзя выполнить соответствующих операций по проектированию двигателя и, наоборот, нельзя добиться намеченных результатов проектирования самолёта без необходимой информации о полученных параметрах двигателя.

Это взаимодействие показано на схеме рис. 2.1, анализ которой раскрывает содержание связей.

Анализ блоков

0.1. В соответствии с основными требованиями заказчика (государство, если двигатели для военных самолётов, авиационные компании, если двигатели для пассажирских самолётов) разрабатывается концепция самолёта, проводится выбор схемы самолёта и схемы силовой установки (тип двигателя, воздухозаборника и др.), создаётся конструктивно-силовая компоновка самолёта.

Определяется взлётная масса m_0 , площадь крыла S и стартовая тяга P_0 или в относительных параметрах — нагрузка на крыло $p = m_0 g / S$ и стартовая тяговооружённость $\bar{P}_0 = P / m_0 g$.

1.1. В ответ на решение конструкторов самолёта обосновывается выбор типа двигателя, уточняются геометрические параметры двигателя (проточная часть с указанием диаметров в контрольных сечениях), выбирается конструктивно-силовая схема двигателя. Определяются выходные параметры двигателя P_0 , C_{y0} , $\pi_{к\Sigma}^*$, T_T^* .

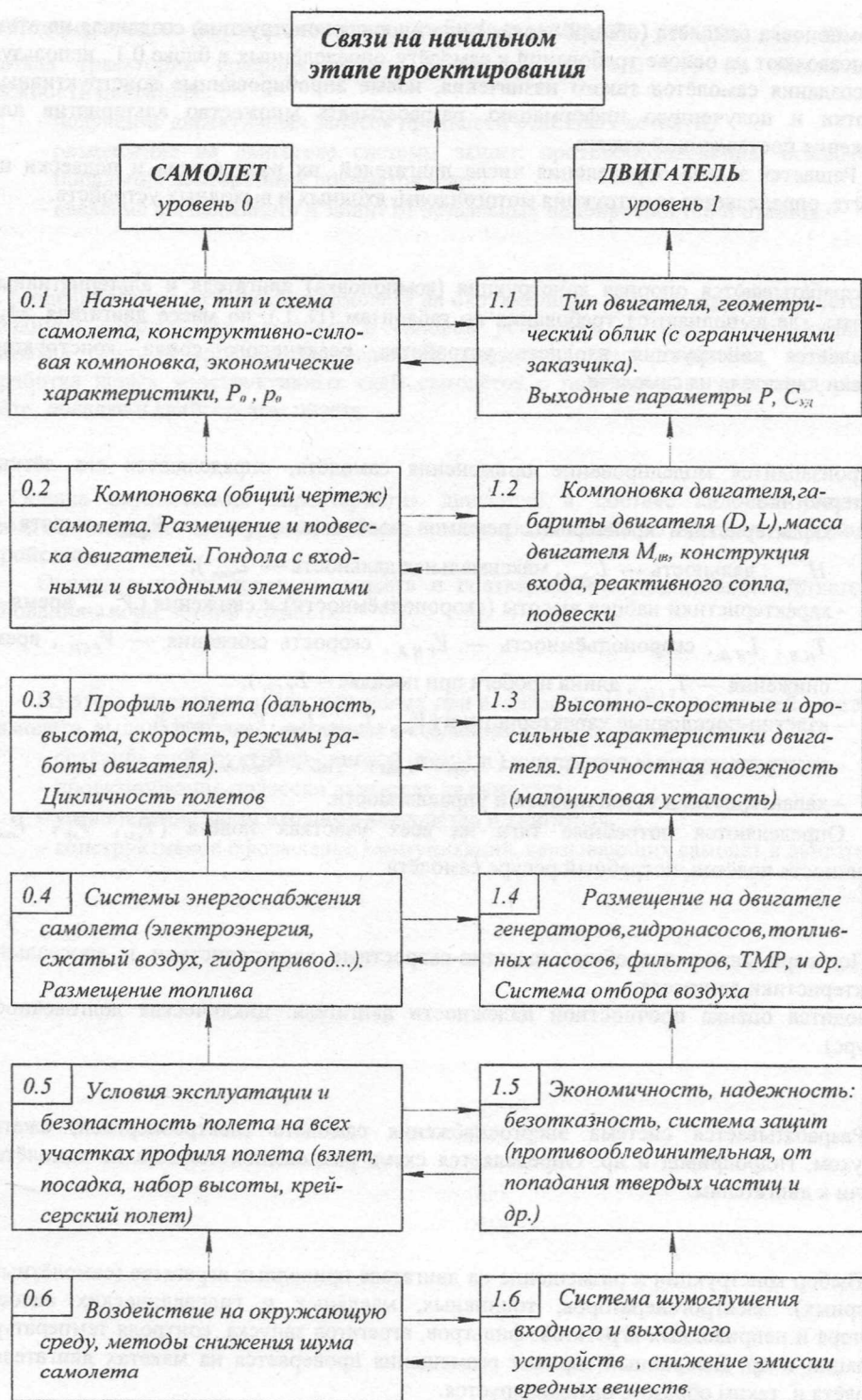


Рис. 2.1 Схема взаимодействия проектировщиков при создании самолета и двигателя на начальном этапе

0.2. Компоновка самолёта (общий чертёж) или опорная конструкция, созданная на этом шаге, позволяют на основе требований к самолёту, определённых в блоке 0.1, используя опыт создания самолётов такого назначения, новые апробированные конструктивные наработки и полученную информацию, разрабатывать множество альтернатив для достижения поставленной задачи.

Решается задача определения числа двигателей, их размещения и подвески на самолёте, определяется конструкция мотогондолы, входных и выходных устройств.

1.2. Разрабатываются опорная конструкция (компоновка) двигателя и альтернативные варианты, где выполняются требования по габаритам (D, L), по массе двигателя $M_{дв}$, определяется конструкция входного устройства, реактивного сопла, конструкция подвески двигателя на самолёте.

0.3. Производится моделирование применения самолёта, определяются его лётные характеристики:

- характеристики крейсерских режимов полёта (скорость — $V_{крейс}$, высота — $H_{крейс}$, дальность — $L_{расч}$, максимальная дальность — L_{max});
- характеристики набора высоты (скороподъёмности) и снижения ($V_{Н.В.}$, время — $T_{Н.В.}$, $L_{Н.В.}$, скороподъёмность — $V_{УН.В.}$, скорость снижения — $V_{УСН.}$, время снижения — $T_{УСН.}$, длина пробега при посадке — $L_{УСН.}$);
- взлётно-посадочные характеристики ($V_{отр}$, $L_{разб}$, $L_{нос}$, $V_{нос}$, $L_{ВПП}$);
- эксплуатационные перегрузки ($n_{удол}$, n_{xmax} , $\omega_z max$, $R_{выража}$, $T_{выража}$);
- характеристики устойчивости и управляемости.

Определяются потребные тяги на всех участках полёта ($P_{взл}$, $P_{кр}$, $P_{нос}$), цикличность полётов, потребный ресурс самолёта.

1.3. Подтверждаются потребные высотно-скоростные характеристики и дроссельные характеристики двигателя.

Проводится оценка прочностной надёжности двигателя: циклическая долговечность (ресурс).

0.4. Разрабатывается система энергоснабжения самолёта электроэнергией, сжатым воздухом, гидропривод и др. Определяется схема размещения топлива на самолёте и подачи к двигателям.

1.4. Выбор конструкции и размещение на двигателе приводных агрегатов (самолётных и моторных): электрогенераторов, топливных, масляных и гидравлических насосов, стартера и неприводных агрегатов: фильтров, агрегатов запуска, контроля температуры, вибраций и др. Выбранный вариант размещения проверяется на макетах двигателя и самолёта и, таким образом, оптимизируется.

0.5. Определение условий эксплуатации и разработка конструктивных мер по обеспечению безопасности полёта самолёта, оценка потребной экономичности двигателя на всех участках траектории полёта (взлёт-посадка, набор высоты, крейсерский полёт).

1.5. Подтверждение факта достижения требуемых удельных расходов C_{y0} на всех участках траектории профиля полёта, разработка системы мер по обеспечению надёжности двигателя:

- получение директивных запасов прочности основных деталей;
- размещение на двигателе системы защит: противообледенения, исключения попадания посторонних предметов и др.;
- введение сигнализации и защит от возможных неисправностей и отказов.

0.6. Моделирование воздействия самолёта на окружающую среду и оценка соответствия выбранной конструкции самолёта и силовой установки нормам лётной годности. Учитывая факт исчерпания возможностей снижения шума двигателя, необходима разработка новых конструктивных схем самолётов с пониженным уровнем шума на взлёте, посадке и крейсерском полёте.

1.6. Оценка акустических характеристик двигателя в составе силовой установки самолёта, введение конструктивных мер по шумоглушению во входном и выходном устройствах.

Оценка эмиссии вредных веществ и подтверждение достижения соответствия требованиям норм лётной годности.

Из этого комплекса задач, решаемых при анализе существенных связей двигателя и самолёта, выделим четыре, связанные с созданием компоновки двигателя:

- создание конструктивно-силовой схемы;
- проектирование подвески двигателя на самолёте;
- установление связи входного устройства и двигателя;
- конструктивное оформление коммуникаций, связывающих самолёт и двигатель.

2.1 Формирование и выбор конструктивно-силовой схемы двигателя

Анализ факторов, влияющих на формирование и оптимизацию конструктивно-силовой схемы двигателя, будем вести по правилам системного анализа (см. гл.1).

На рис. 2.2 представлена схема существенных связей силовой системы самолёта (уровень 0 — основной объект), силовой системы двигателя (уровень 1, анализируемый объект в составе основного объекта) и подсистем и элементов анализируемого объекта (уровни 2 и 3).

Анализ сил позволяет выявить функциональные связи подсистем самолёта и обосновать их структуру и связи.

Схема отражает реальную картину функциональных и структурных связей основного объекта, большой системы и системы низшего уровня.

Самолёт — основной объект, большая система (0.1), функции которой — обеспечивать доставку груза или выполнять боевую задачу. Он состоит из фюзеляжа, крыла, оперения, шасси и силовой установки. Силовые связи и конструкция этих подсистем определяют структуру самого объекта.

Система низшего уровня — двигатель (1.1) имеет несколько функциональных связей с основной системой: создаёт тягу — это основная функция, питает самолёт электроэнергией, сжатым воздухом и др.

Структурные связи этих двух систем — подвеска двигателя на самолёте, трубопроводные системы и системы электропитания.

Структура двигателя включает подсистемы: входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина, реактивное сопло, функции которых связаны общей задачей создавать тягу.

Уровень 0: 01 Силовая система самолёта

Анализ сил. На движущийся со скоростью V в среде воздуха самолёт действуют сила тяги силовой установки P , сила тяжести самолёта G , сила аэродинамического сопротивления X и подъёмная сила Y :

$$P = P_{y0} G_B; \quad G = m_0 g; \quad Y_a = C_{ya} \rho \frac{V^2}{2} S; \quad X_a = C_{xa} \rho \frac{V^2}{2} S,$$

где P_{y0} — удельная тяга двигателя;

G_B — секундный расход воздуха через двигатель;

m_0 — масса самолёта;

C_{ya} — коэффициент подъёмной силы;

C_{xa} — коэффициент аэродинамического сопротивления;

ρ — плотность воздуха;

S — площадь крыла.

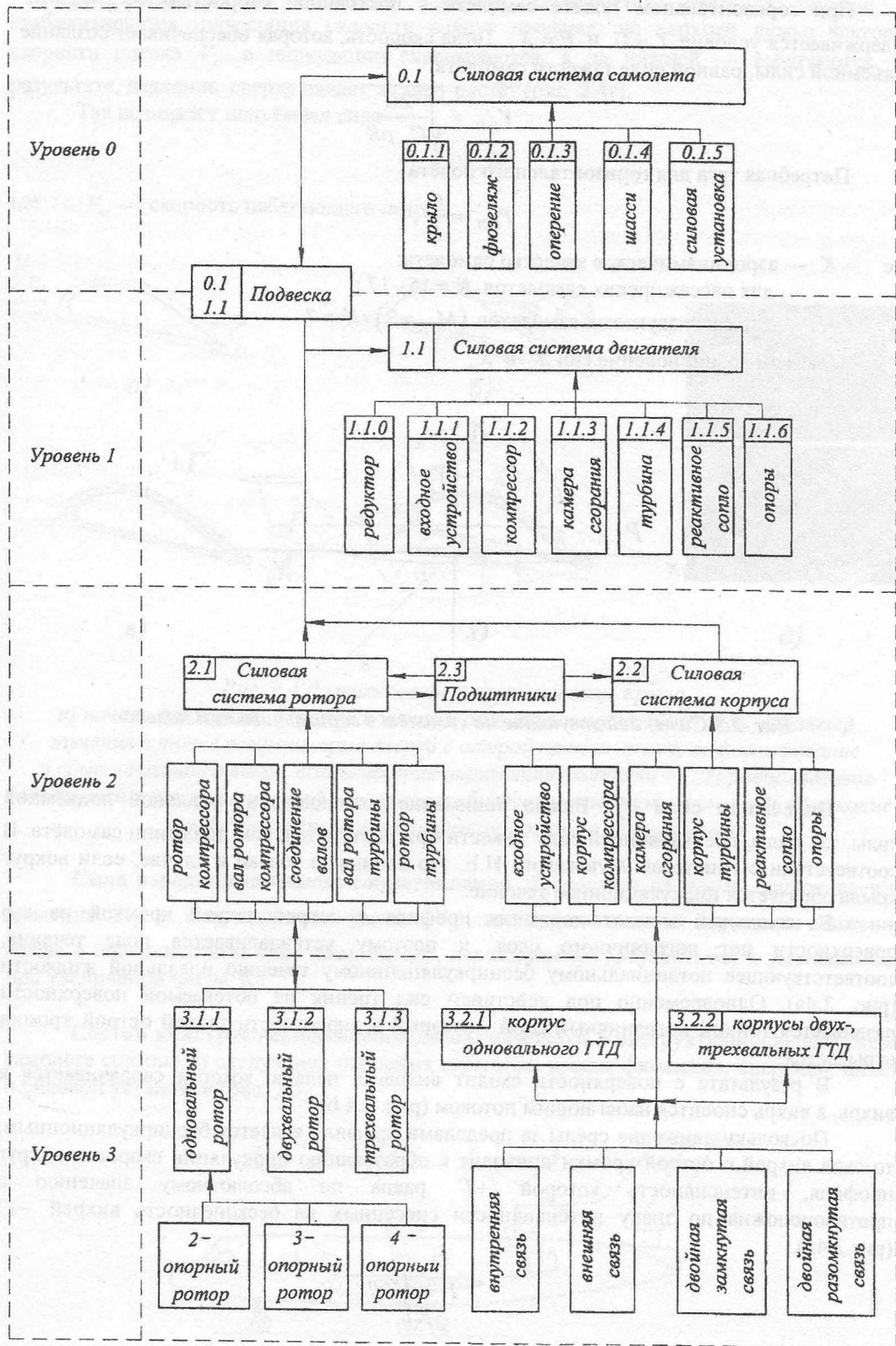


Рис. 2.2 Схема существенных связей силовой системы двигателя и его основных узлов в силовой системе самолета

При горизонтальном полёте самолёта с постоянной скоростью $V_{г.п} = const$ выдерживается условие $Y = G$ и $P = X$. Тогда скорость, которая обеспечивает создание подъёмной силы, равной силе тяжести самолёта:

$$V_{г.п} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y\alpha} \rho S}}$$

Потребная тяга для горизонтального полёта

$$P_{г.п} = \frac{G}{K},$$

где K — аэродинамическое качество самолета:
 для пассажирских самолетов $K = 15-17$;
 для сверхзвуковых самолетов ($M_{п} = 2$) $K = 7$.

Покажем возникновение сил Y_a и X_a .

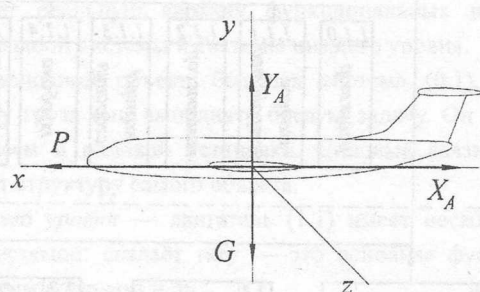


Рис. 2.3 Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

Подъёмная сила Y_a . Важно понимание возникновения реальной подъёмной силы, т.е. силы, превышающей силу тяжести при поступательном движении самолёта. В соответствии с гипотезой Жуковского Н.Е. это возможно только в случае, если вокруг крыла образуется циркуляционное течение.

В начальный момент движения профиля с острой задней кромкой на его поверхности нет пограничного слоя, и поэтому устанавливается поле течения, соответствующее потенциальному бесциркуляционному течению идеальной жидкости (рис. 2.4а). Одновременно под действием сил трения на обтекаемой поверхности развивается тонкий пограничный слой, который в окрестности задней острой кромки отрывается.

В результате с поверхности сходит вихревая пелена, которая сворачивается в вихрь, а вихрь сносится набегающим потоком (рис. 2.4 б).

Поскольку движение среды за пределами профиля является бесциркуляционным, то сход вихрей с острой кромки приводит к образованию циркуляции скорости вокруг профиля, интенсивность которой $+\Gamma$ равна по абсолютному значению и противоположна по знаку интенсивности снесённых на бесконечность вихрей $-\Gamma$ (рис.2.4в).

$$\Gamma = \oint V dl,$$

где V — вектор скорости циркуляционного течения вокруг профиля;
 dl — направленный элемент кривой профиля, по которому вычисляется циркуляция скорости.

На этом режиме обтекания профиля завершается отрывное течение и стабилизируется циркуляция скорости вокруг профиля: на верхней дужке векторы скорости потока V_∞ и циркуляции складываются, а на нижней — вычитаются. В результате, давление сверху падает, а снизу растёт (рис. 2.4г).

Так возникает подъёмная сила

$$Y = \rho V_\infty \Gamma,$$

где V_∞ — скорость набегающего потока.

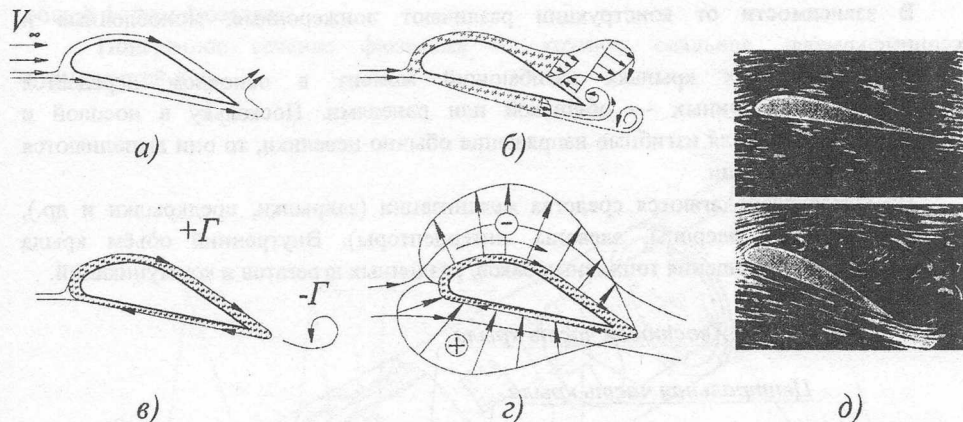


Рис. 2.4 Возникновение подъёмной силы крыла:

а) начало движения; б) возникновение и развитие пограничного слоя, характер течения в точке встречи, срыв вихрей с острой кромки крыла; в) формирование и срыв начального вихря, возникновение циркуляции скорости $+\Gamma$; г) распределение скоростей и давлений по профилю крыла и образование подъёмной силы; д) обтекание крыла: безотрывное и с отрывом потока в эксперименте

Сила аэродинамического сопротивления X_d состоит из суммы сопротивления давления X_d и сопротивления трения X_w , которые зависят от характера движения среды в поверхностном слое (ламинарное, переходное и турбулентное) и уменьшаются при увеличении числа Re .

Состав конструктивно-силовой схемы самолёта. Конструктивно-силовая схема самолёта состоит из следующих основных агрегатов: крыла, фюзеляжа, оперения, шасси и силовой установки (рис. 2.5).

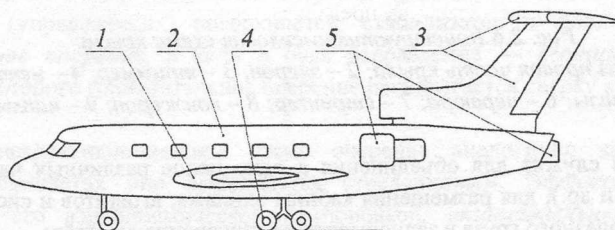


Рис. 2.5 Состав конструктивно-силовой схемы самолета:
1 — крыло; 2 — фюзеляж; 3 — оперение; 4 — шасси с передней опорой;
5 — силовая установка

0.1.1. Крыло является основной несущей поверхностью самолёта: создаёт подъёмную силу и обеспечивает его поперечную устойчивость.

Крыло состоит из отдельных частей — консолей и центроплана (средняя часть крыла). Консоли крепятся к центроплану, а центроплан — к фюзеляжу. Удобнообтекаемые формы при переходе от центроплана к фюзеляжу обеспечиваются по передней кромке *напльями*, по задней — *зализами*.

Силовой набор крыла (рис.2.6) состоит обычно из каркаса с продольными силовыми балками — *лонжеронами* и *стрингерами*, поперечными элементами — *нервюрами* и *работающей обшивкой*.

В зависимости от конструкции различают лонжеронные, моноблочные и кессонные крылья.

В лонжеронных крыльях изгибающий момент в основном передаётся лонжеронами, в кессонных — обшивкой или панелями. Поскольку в носовой и хвостовой части профиля изгибные напряжения обычно невелики, то они выполняются облегченной конструкции.

На крыле располагаются средства механизации (закрылки, предкрылки и др.), органы управления (элероны, элевоны, интерцепторы). Внутренний объём крыла используется для размещения топливных баков, различных агрегатов и коммуникаций.



Рис. 2.6 Конструктивно-силовая схема крыла:

- 1 — отъемная правая часть крыла; 2 — элерон; 3 — триммер; 4 — центроплан;
5 — зализы; 6 — нервюра; 7 — стрингер; 8 — лонжерон; 9 — напльи

0.1.2. Фюзеляж служит для объединения в одно целое различных частей самолёта (крыла, оперения и др.), для размещения кабины экипажа, агрегатов и систем бортового оборудования и полезного груза в зависимости от назначения самолёта.

С целью улучшения общих характеристик самолёта стремятся обеспечить минимальное аэродинамическое сопротивление фюзеляжа при оптимальной объёмной компоновке.

На элементы конструкции фюзеляжа действует совокупность нагрузок: аэродинамические силы, нагрузки от внутреннего избыточного давления в гермокабине, нагрузки в узлах крепления крыла, оперения, силовой установки, сила тяжести конструкции и полезной нагрузки и вибрация.

По силовой схеме в настоящее время используются *балочные* фюзеляжи (рис.2.7), где изгиб, сжатие, растяжение воспринимаются продольными силовыми элементами (лонжероны, стрингеры), обшивкой или монолитными оребренными панелями. Перерезывающая сила нагружает главным образом обшивку. Местные сосредоточенные силы парируются усиленными и типовыми шпангоутами, обеспечивающими удержание общей формы фюзеляжа.

Поперечное сечение фюзеляжа — круглое, овальное, пересечение двух окружностей и др.

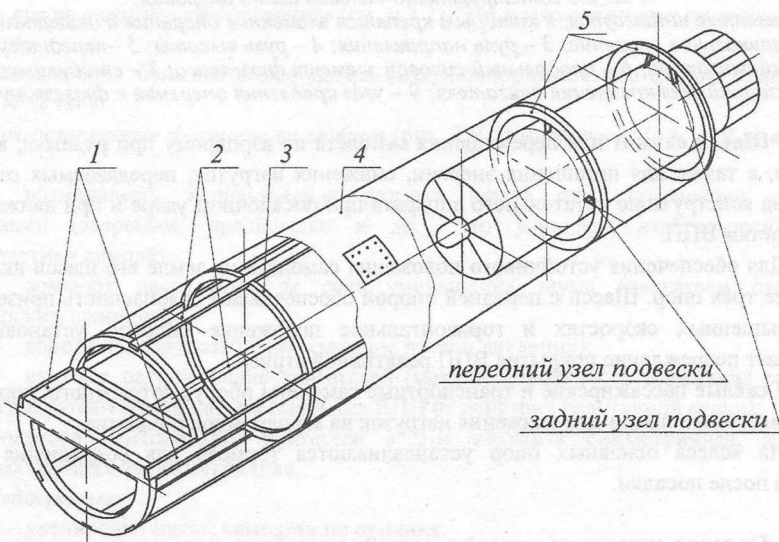


Рис. 2.7 Конструктивно – силовая схема фюзеляжа:

- 1 – лонжероны; 2 – стрингеры; 3 – шпангоуты; 4 – обшивка;
5 – усиленные шпангоуты в плоскостях крепления двигателя

0.1.3. Оперение обеспечивает продольную и путевую устойчивость, балансировку и управляемость самолёта.

Нормальная схема хвостового оперения (рис.2.8) состоит из неподвижных и отклоняемых (управляющих) поверхностей: стабилизатор и руль высоты образуют *горизонтальное оперение*, а киль и руль направления — *вертикальное оперение*. Оперение, у которого горизонтальное оперение располагается сверху киля, называется Т-образным.

По конструктивно-силовой схеме оперение аналогично крылу, причём на скоростных самолётах оно выполняется стреловидным. Эффективность оперения определяется его аэродинамической компоновкой, *относительной площадью* (по отношению к площади крыла) и *относительным плечом оперения*.

Элементы оперения располагают так, чтобы они не попадали в зону действия реактивной струи двигателя.

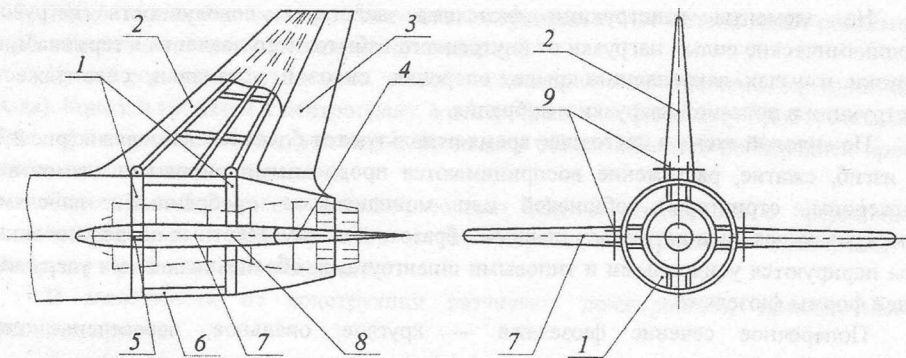


Рис. 2.8 Конструктивно-силовая схема оперения:

1 – усиленные шпангоуты, к которым крепятся элементы оперения и двигатель; 2 – вертикальное оперение; 3 – руль направления; 4 – руль высоты; 5 – передний узел подвески двигателя; 6 – продольный силовой элемент фюзеляжа; 7 – стабилизатор; 8 – задний узел крепления двигателя; 9 – узел крепления оперения к фюзеляжу

0.1.4. Шасси служит для перемещения самолёта по аэродрому при рулежке, взлёте и посадке, а также для погашения энергии, снижения нагрузок, передаваемых от опоры шасси на конструкцию летательного аппарата при посадочном ударе и при движении по неровностям ВПП.

Для обеспечения устойчивого положения самолёта на земле его шасси включают не менее трёх опор. Шасси с передней опорой обеспечивают безопасность приземления на повышенных скоростях и горизонтальное положение силовой установки, что исключает повреждение покрытия ВПП реактивной струей.

Тяжёлые пассажирские и транспортные самолёты оборудуются многоопорными и многоколёсными шасси для снижения нагрузок на аэродромное покрытие.

На колёса основных опор устанавливаются тормоза для сокращения длины пробега после посадки.

0.1.5. Силовая установка самолёта создаёт требуемую тягу на всех этапах полёта. Она включает в себя:

- двигатели (основные, вспомогательные, подъёмные, разгонно-тормозные, дополнительные);
- входные коки, воздушные винты;
- мотогондолы, пилоны, узлы крепления двигателя;
- системы двигателя (запуск, управление двигателем, управление соплом и воздухозаборником, противообледенение, огнетушение);
- топливную систему с топливными баками.

Масса силовой установки с ТРДД (ТРД) в 1,2...1,6, а с ТВД в 1,9...2,2 раза больше массы двигателей.

Число двигателей силовой установки зависит главным образом от назначения самолёта, его основных параметров и требований к лётным характеристикам. Суммарная тяга силовой установки, определяемая тяговооружённостью самолёта, выбирается исходя из заданной длины разбега при взлёте и обеспечения набора высоты при отказе одного двигателя. Как показано в гл. 1, тяговооружённость у современных сверхзвуковых истребителей достигает 1,2, у дозвуковых пассажирских самолётов находится в пределах 0,22...0,35.

Существуют *различные варианты размещения двигателей на самолёте*, которые определяют параметры воздухозаборника (длину) и конструктивно-силовую схему крепления двигателей.

Размещение двигателя в хвостовой части самолёта (рис.2.9).

Используется три варианта:

- 1) размещение одного двигателя (см. рис.2.8) или двух двигателей в фюзеляже (рис.2.9а);
- 2) размещение 2 или 4 двигателей на пилонах (Ту-134, Ил-62);
- 3) размещение 3 двигателей: два на пилонах, один в фюзеляже (Як-42, Ту-154).

У *боевых самолётов* (рис.2.9а) тонкое крыло малого удлинения не позволяет устанавливать двигатели на крыле без ущерба для механизации крыла. Подвеска же под крылом боевой нагрузки разгружает консоли крыла в полёте. При одном двигателе подвеска его на самолёте симметричная (см. п.2.2). Это *положительные стороны* такого размещения.

Недостаток: большая длина канала воздухозаборника и его формы приводят к потере 5-7 % тяги.

Положительные факторы во втором (рис. 2.9 б) и третьем (рис. 2.9 в) вариантах:

– возможность использования размаха крыла для размещения средств механизации (закрылки, предкрылки и др.), что улучшает взлётно-посадочные характеристики самолёта;

– комфорт пассажиров за счёт уменьшения шума (двигатели сзади за пассажирским салоном);

– короткий воздухозаборник (меньше потери давления);

– высокое расположение двигателей (меньше вероятность попадания твёрдых частиц в двигатели и разрушения покрытия ВПП от действия реактивной струи);

Подвеска центрального двигателя в 3-м варианте симметричная, во всех остальных случаях несимметричная.

Недостатки:

– увеличение массы самолёта по причине:

а) усиления конструкции хвостовой части фюзеляжа из-за дополнительных нагрузок от масс двигателей (увеличение массы фюзеляжа на 10...15 %);

б) увеличения массы крыла из-за отсутствия разгрузки в полёте (примерно 10...15 %);

в) увеличения массы вертикального оперения, несущего на себе горизонтальное оперение;

– возникновение трудностей в центровке и балансировке самолёта, т.к. центр масс пустого самолёта сдвигается назад, а загруженного — вперёд;

– аэродинамическая интерференция крыла и двигателей: срыв вихрей с крыла при больших углах атаки увеличивает неравномерность поля скоростей и давлений на входе в двигатели, а при обледенении возрастает вероятность попадания в двигатель кусков льда (особенно при включении системы противообледенения крыла).

Размещение двигателей на крыле реализуется в нескольких вариантах:

- 1) в корне крыла (пример, самолёты Ту-104, Ту-124, Комета);
- 2) под крылом (Ту-144);
- 3) на крыле с выходом реактивной струи над крылом (Ан-72), под крылом (Ан-10);
- 4) под крылом на пилонах (Ил-86, Ил-76).

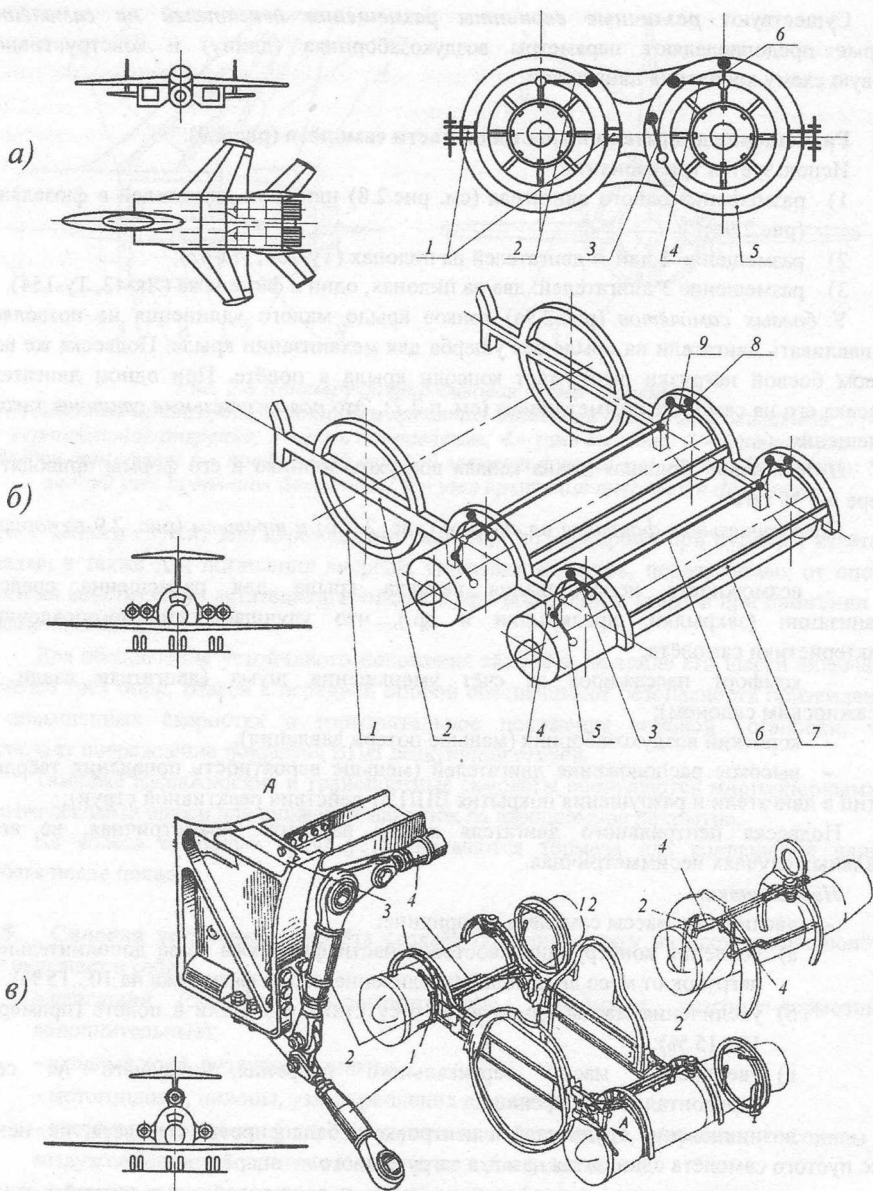


Рис. 2.9 Размещение двигателей в хвостовой части самолета:

а) размещение двух двигателей в фюзеляже: на рисунке изображены вид спереди, вид сверху и вид на двигатели со стороны сопла; расположение стержней крепления двигателей даны в переднем поясе крепления (левый двигатель) и в заднем поясе подвески (правый двигатель): 1, 6 – стержни, воспринимающие вес и тягу; 2 – крутящий момент и боковую силу; 3 – крутящий момент; 4 – боковую силу; 5 – усиленные шпангоуты; б) размещение 4 двигателей: 1, 2, 4 – усиленные шпангоуты и консоли; 3, 5, 6 – стержни воспринимающие вес, крутящий момент и тягу; 8, 9 – стержни воспринимающие вес и боковую силу; в) размещение трех двигателей: два на тилонах, один в фюзеляже [4]

Рассмотрим три схемы, которые находят применение в настоящее время.

Размещение двигателей под крылом на пилоне (рис. 2.10). В этом случае двигатель выносится вперёд перед крылом на расстояние 3000...5000 мм от передней кромки крыла до входа в двигатель. Для этого к крылу присоединяется балка-пилон в виде пространственной рамы шириной 300...800 мм, высотой 500...1200 мм и общей длиной 5000...8000 мм. В пилоне располагаются точки крепления стержней подвески двигателя, створки мотогондолы, внутри его проходят топливные, воздушные трубопроводы и другие коммуникации, соединяющие двигатель и самолёт.

При степени двухконтурности ТРДД $m = 1...3$ пилон сопрягается с наружной поверхностью двигателя, при $m = 5...9$ пилон вводится в тракт второго корпуса.

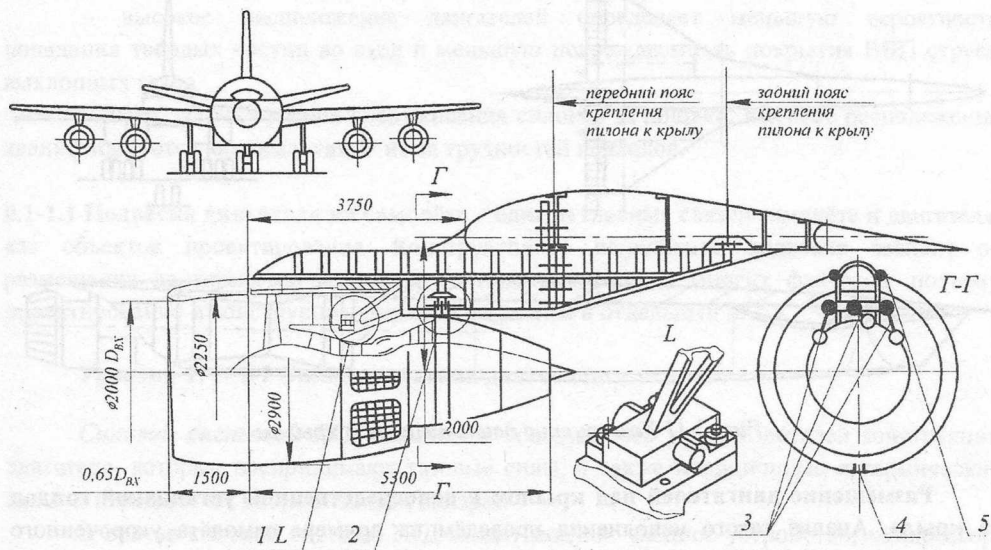


Рис. 2.10 Размещение двигателей под крылом на пилоне (даны примерные размеры гондолы и ее положение относительно крыла для самолета DC-10 с двигателем CF6-50С): 1 – (элемент L) передний узел крепления двигателя воспринимает тягу и вес двигателя; 2 – задний узел подвески (сечение Г-Г); 3 – стержни заднего узла подвески воспринимают вес двигателя, крутящий момент и боковую силу; 4,5 – разъем мотогондолы и шарниры подвески ее половин; элемент L – с увеличением

Преимущества такого крепления:

- возможность снижения массы крыла из-за разгрузки его в полете силой веса силовой установки;
- минимальная интерференция двигателей и элементов самолёта и оптимальная схема воздухозаборника;
- удобство подхода к двигателям при обслуживании.

Недостатки:

- большой разворачивающий момент в системе управления при отказе одного из двигателей;
- высока вероятность попадания посторонних предметов при движении по ВПП из-за низкого расположения двигателей;
- схема подвески несимметричная.

Размещение двигателей под крылом (рис. 2.11). У сверхзвуковых самолётов при размещении двигателей под крылом за счёт профилирования внешних обводов мотогондолы по входу образуется система скачков уплотнения и результатом этого является увеличение давления на нижней плоскости крыла и дополнительная «подъёмная сила от сжатия». Аэродинамическое качество на крейсерской скорости существенно вырастает (~ на 15...20 %).

Остальные положительные и отрицательные качества аналогичны случаю размещения двигателя под крылом на пилонах.

Подвеска двигателей несимметричная.

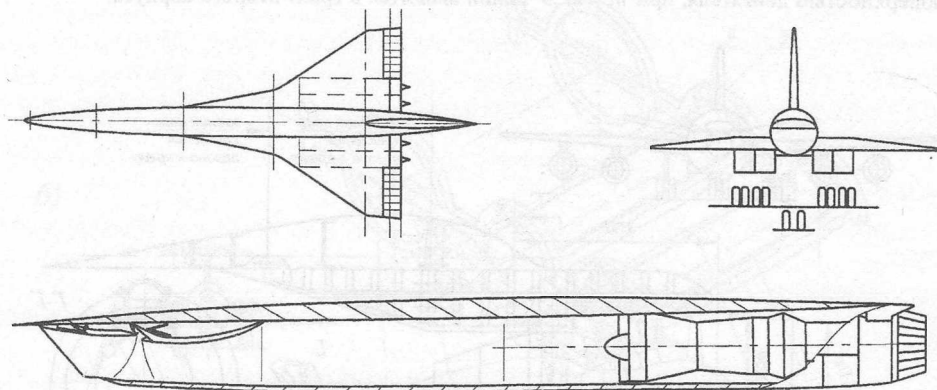


Рис. 2.11 Размещение двигателей под крылом

Размещение двигателей над крылом с непосредственной установкой гондол на крыле. Анализ такого исполнения проведём на примере самолёта укороченного взлёта и посадки (до 600 м) Ан-72 (рис. 2.12).

Силовая установка состоит из двух ТРДД Д-36, консольно-закреплённых на переднем лонжероне крыла.

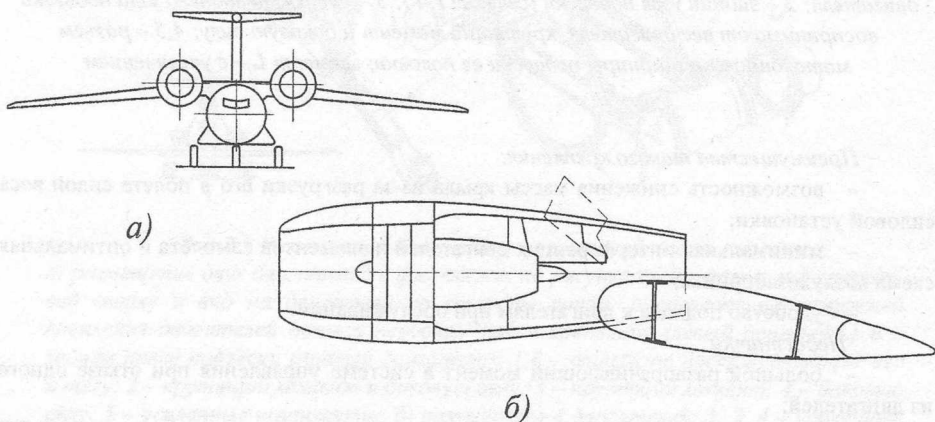


Рис. 2.12 Размещение двигателей над крылом с непосредственным креплением гондол на крыле

Положительные стороны:

– создание дополнительной подъёмной силы при обтекании верхней поверхности крыла высокоскоростной струёй горячих газов, вследствие чего возрастает циркуляция скорости Γ (эффект суперциркуляции) и предотвращается отрыв пограничного слоя за счёт прилипания струи газа к твёрдой поверхности крыла (эффект Коандэ);

– снижение массы крыла из-за разгрузки его в полёте силой тяжести силовой установки;

– снижение шума на местности и в кабине за счёт экранирования крылом струй газа, выходящих из сопла;

– минимальная длина воздухозаборника;

– высокое расположение двигателей определяет меньшую вероятность попадания твёрдых частиц во вход и меньшую повреждаемость покрытия ВВП струёй выхлопных газов.

Однако, с точки зрения обслуживания силовой установки, высокое расположение квалифицируется как недостаток из-за трудностей подходов.

0.1-1.1 Подвеска двигателя на самолёте – одна из главных связей самолёта и двигателя, как объектов проектирования. Конструктивное исполнение подвески зависит от размещения двигателя на самолёте, от типа двигателя и многих факторов, поэтому проектирование и конструкция подвески выделены в отдельный п. 2.2.

Уровень 1: 1.1 Силовая система двигателя

Силовой системой ГТД называется совокупность узлов и деталей конструкции двигателя, которые воспринимают газовые силы, а также инерционные и термические силы и передают их на летательный аппарат.

В состав силовой системы ГТД входят модули: входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина, реактивное сопло и опоры ротора.

Модулем считается узел двигателя, который выполняет некоторую функцию и может быть смонтирован взамен аналогичного узла без индивидуального согласования с сопряжёнными узлами, то есть модуль — это устройство, которое производит действие с заранее заданным эффектом, но в составе объекта.

По принятой системе декомпозиции в анализе силовой системы двигателя будем считать модуль как элемент или подсистему низшего уровня со свойствами объекта.

Упрощённое изображение силовой системы называют *силовой схемой ГТД* (рис. 2.13).

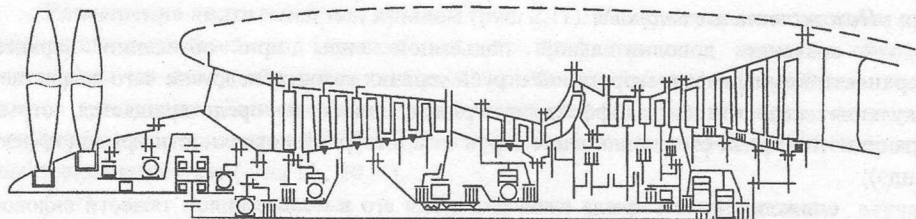
Различают *силовую схему ротора* и *силовую схему статора*.

Детали роторов компрессора и турбины, узлы, соединяющие эти роторы, система приводов агрегатов, обслуживающих двигатель и летательный аппарат, образуют *силовую систему ротора*. В ТВД, ТВВД и ТРДД с редуктором в силовую систему ротора входят и вращающиеся детали редуктора.

Корпусы компрессора, камеры сгорания, турбины, входных устройств, форсажной камеры, реактивного сопла, реверсивного устройства, редуктора и опор образуют *силовую систему статора*.

Силовая схема, отражающая упрощённое изображение компрессора, турбины, камеры сгорания, опор с условным обозначением уплотнений, соединений валов и др., называется *конструктивно-силовой схемой ГТД*.

Чем подробнее выполнена конструктивно-силовая схема, тем больше информации она несёт.



Условные обозначения

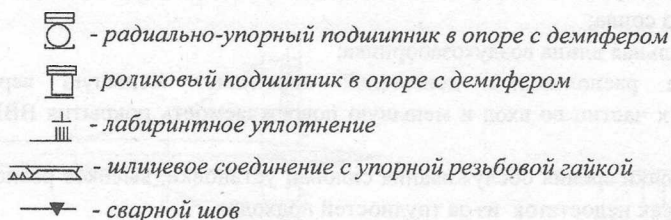


Рис. 2.13 Конструктивно-силовая схема ТВВД Д-27

Как было показано в гл. 1, при разработке конструктивно-силовой схемы двигателя материализуется основной замысел – концепция конструкции.

Формирование конструктивно-силовой схемы проводится на основе выбранной проточной части двигателя, то есть после того как определены геометрические параметры газозвдушного тракта в контрольных сечениях и длины отдельных модулей.

Под выбором конструктивно-силовой схемы ГТД понимается нечто большее, чем выбор силовой системы ротора и статора с конструктивной конкретизацией. При этом решаются принципиальные для облика и качества двигателя задачи:

- сохранение заявленного (начального) удельного расхода топлива C_{y0} на всех этапах эксплуатации, что достигается стабилизацией радиальных зазоров в проточной части двигателя;
- выполнение требований по уровню общей вибрации двигателя, что связано с исключением опасных изгибных колебаний ротора;
- обеспечение долговечности подшипников ротора и, в первую очередь, радиально-упорного подшипника, что зависит не только от действующих нагрузок, но и от места размещения его по длине вала;
- снижение уровня шума двигателя путём выбора схемы ТРДД с одно- или двухступенчатым вентилятором без ВНА с увеличенным расстоянием между рабочим колесом и направляющим аппаратом.

Учитывая, что конструкция модулей будет подробно разбираться в последующем изложении, изучение силовой системы ГТД начнём с постановки задач и анализа нагружения каждого модуля и всей системы.

Анализ нагружения. Определение осевых газовых сил. В общем случае силы, действующие на элементы силовой схемы, можно подразделить на газовые, инерционные, термические (силы, вызываемые тепловыми деформациями) и силы трения.

Газовые силы, или силы воздействия со стороны газового потока на элементы проточной части ГТД, формируют осевые и радиальные нагрузки и крутящие моменты, действующие на детали ротора и статора. Алгебраическая сумма осевых сил составляет равнодействующую, равную тяге двигателя.

Инерционные силы возникают как результат взаимодействия двигателя и летательного аппарата при эволюциях его в полёте, а также при взлёте и посадке. Они

нагружают элементы двигателя и самолёта, но не влияют на формирование тяги двигателя.

Термические силы появляются при стеснённых тепловых деформациях и при правильно спроектированной подвеске не передаются на летательный аппарат, таким образом термические силы являются **внутренними силами**.

При рассмотрении взаимодействия самолёта и двигателя и нагружения элементов двигателя важное значение приобретает направление действия сил — осевые (горизонтальная ось OX), радиальные (вертикальная ось OY) и боковые (поперечные) силы (ось OZ). Вокруг этих трёх осей действуют моменты различного происхождения.

Газовые силы. Исходя из того что сила тяги формируется на основных элементах двигателя как сумма газовых осевых сил, действующих на стенки проточной части этих элементов, рассмотрим общую модель канала проточной части с площадью на входе F_1 и на выходе F_2 в виде криволинейного канала (рис. 2.14). Это может быть как участок меридианного сечения проточной части двигателя, так и межлопаточный канал в решётках компрессора и турбины.

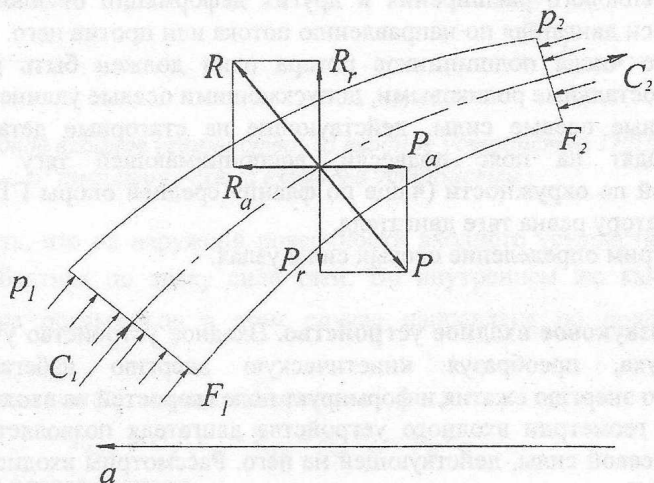


Рис. 2.14 К определению осевых сил, действующих на стенки проточной части

Со стороны стенок на газовый поток несжимаемой жидкости с параметрами p_1 , c_1 (давление и скорость) на входе и p_2 , c_2 — на выходе действует сила, заставляющая изменять направление движения, обозначим её R . Тогда со стороны газа на стенку будут действовать силы

$$P = -R.$$

По условию задачи необходимо определить P_a .

По первому уравнению Эйлера сумма проекций всех сил, приложенных к струе газа (жидкости) на любом её участке, равна приращению проекций секундного количества движения на этом участке:

$$R_a - p_1 F_{1a} + p_2 F_{2a} = G [(-c_{2a}) - (-c_{1a})]; \quad (1)$$

$$-P_a + p_2 F_{2a} - p_1 F_{1a} = -G(c_{2a} - c_{1a});$$

$$P_a = G(c_{2a} - c_{1a}) + p_2 F_{2a} - p_1 F_{1a} = P_{дин} + P_{ст}, \quad (2)$$

где F_{1a} и F_{2a} — проекции площадей F_1 и F_2 на плоскость, перпендикулярную оси a , G — массовый секундный расход газа.

Пользуясь известными средними значениями параметров газа в расчётных сечениях ГТД, можно определить силы, действующие со стороны газового потока на стенки проточной части всех узлов двигателя: входного устройства, компрессора, камеры сгорания, турбины и реактивного сопла.

Направление осевых газовых сил в компрессоре, камере сгорания и сверхзвуковом входном устройстве совпадает с направлением вектора тяги, а в турбине, реактивном сопле и дозвуковом входном устройстве — противоположно вектору тяги.

Если проектировать газовые силы на радиальную ось, то можно определить радиальные газовые силы P_r , они уравниваются внутри силовой схемы и учитываются при расчётах на прочность. Для расчётов на прочность и жёсткость деталей ротора и статора двигателя рассчитываются и осевые газовые силы.

Суммарные осевые силы, действующие на ротор двигателя в виде равнодействующей через радиально-упорный подшипник, передаются на пояс подвески двигателя на самолёте, воспринимающий тягу двигателя. Эти силы в значительной мере определяют работоспособность радиально-упорного подшипника (РУП), который фиксирует ротор относительно статора вдоль оси двигателя. Отсюда вытекает условие обеспечения теплового расширения и других деформаций от плоскости закрепления ротора вдоль оси двигателя по направлению потока или против него. Это также означает, что из общего числа подшипников ротора один должен быть радиально-упорным шариковым, а остальные роликовыми, допускающими осевые удлинения ротора.

Суммарные осевые силы, действующие на статорные детали газозвдушного тракта, приходят на пояс подвески, воспринимающей тягу в виде нагрузки, распределённой по окружности (чаще по фланцу средней опоры ГТД). Сумма этих сил по ротору и статору равна тяге двигателя.

Рассмотрим определение осевых сил в узлах.

1.1.1 Дозвуковое входное устройство. Входное устройство участвует в процессе сжатия воздуха, преобразуя кинетическую энергию набегающего потока в потенциальную энергию сжатия, и формирует поле скоростей на входе в компрессор.

Анализ геометрии входного устройства двигателя позволяет наметить порядок определения осевой силы, действующей на него. Рассмотрим входное устройство ТРДД GE-90 (рис. 2.15), устанавливаемый на пилоне под крылом.

Отметим, что входное устройство в сочетании с мотогондолой — это самолётный узел; к двигателю относится только часть его: от переднего фланца корпуса двигателя до сечения B . В анализе дозвуковой воздухозаборник рассматривается как единое целое.

Особенности геометрии дозвукового входного устройства:

- 1) диаметр входа ($D_{вх}$) выбран из условия внешнего сжатия воздуха, поступающего в двигатель (диффузор с «жидкими» стенками);
- 2) внутренний канал состоит из трёх участков: первый — от входного торца до сечения F_{min} (D_1) — конфузор; второй — от сечения F_{min} до кока — диффузор, третий — конфузор. Это разделение определяет характер течения воздуха по внутреннему каналу: на первом и третьем участках — ускоренное (конфузор), на втором — замедленное (диффузор);
- 3) ось внутреннего канала, начиная от сечения B , наклонена вниз на $3...5^\circ$. На такой же угол отклоняется от вертикали плоскость входа, что делается для исключения срывных явлений на нижнем сегменте входной кромки («губы» обечайки) входного устройства при увеличении угла атаки в режиме набора высоты.

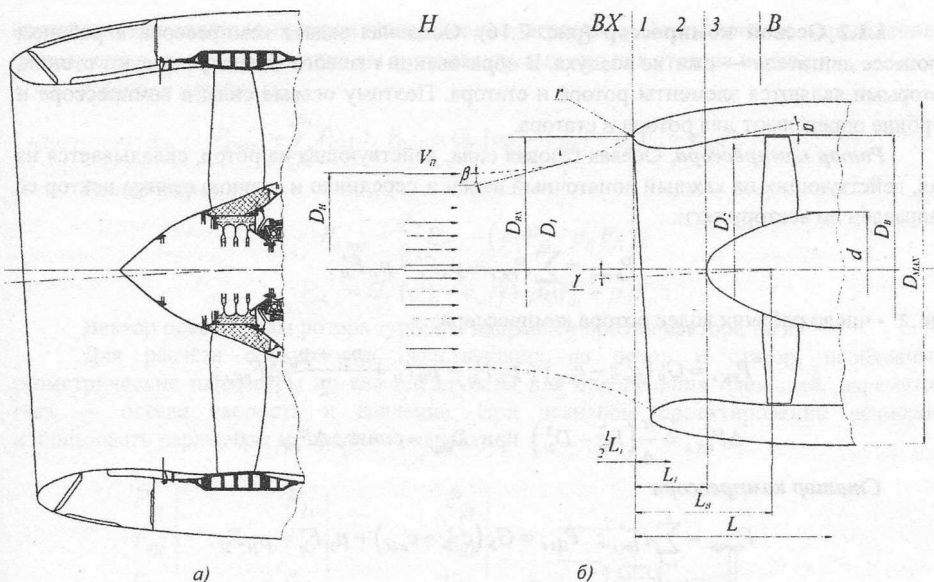


Рис. 2.15 Дозвуковое входное устройство: а) входное устройство ТРДД GE90; б) расчетная схема входного устройства

Нетрудно видеть, что на наружной поверхности входного устройства образуется осевая сила $P_{внеш}$, обратная по знаку силе тяги. Во внутреннем же канале картина неочевидна, но сумма осевых сил в этом случае направлена по полёту и может превышать $P_{внеш}$.

Используя выражение (2), определим осевые силы:

$$P_{внеш} = G_B (c_{ex} - V_{\Pi}) + p_{ex} F_{ex} - p_H F_H. \quad (1)$$

Относительная осевая скорость

$$\bar{c}_{ex} = \frac{c_{ex}}{V_{\Pi}} = 0.3 \dots 0.7.$$

Меньшие значения \bar{c}_{ex} принимаются для длинных искривлённых каналов с большими гидравлическими потерями, большие — для коротких каналов:

$$c_{ex} = \bar{c}_{ex} V_{\Pi}; \quad F_{ex} = \frac{G_B}{\rho_{ex} c_{ex}}; \quad p_{ex} = p^* - \frac{\rho_{ex} c_{ex}^2}{2} = \left(p_H + \frac{\rho_H V_{\Pi}^2}{2} \right) - \frac{\rho_{ex} c_{ex}^2}{2}; \quad F_H = \frac{G_B}{\rho_H V_{\Pi}}.$$

По аналогии — осевая сила на участках внутреннего канала

$$P_{внутр}^I = G_B (c_1 - c_{ex}) + p_1 F_1 - p_{ex} F_{ex}, \quad (2)$$

где $F_1 = \frac{\pi D_1^2}{4}$, можно принять $D_1 = D_{ex} - 4r$, а радиус кривизны входной кромки

$$r_{min} = (0.04 \dots 0.05) \sqrt{F_{ex}}.$$

$$P_{внутр}^{II} = G_B (c_2 - c_1) + p_2 F_2 - p_1 F_1; \quad (3)$$

$$F_2 = \frac{\pi D_2^2}{4} \text{ и } D_2 = D_1 + 2\Delta = D_1 + 2 \frac{L_1}{2} \operatorname{tg} \alpha = D_1 + L_1 \operatorname{tg} \alpha;$$

$$P_{внутр}^{III} = G_B (c_B - c_2) + p_B F_B - p_2 F_2. \quad (4)$$

1.1.2 Осевой компрессор (рис. 2.16). Основная задача компрессора в рабочем процессе двигателя — сжатие воздуха. В образовании газового потока участвуют стенки, которыми являются элементы ротора и статора. Поэтому осевые силы в компрессоре и турбине определяют для ротора и статора.

Ротор компрессора. Осевая газовая сила, действующая на ротор, складывается из сил, действующих на каждый лопаточный венец и переднюю и заднюю стенку, вектор её направлен по вектору тяги:

$$P_{p\text{ ком}} = \sum_{i=1}^z P_{PKi} + p_3 F'_3 - p_{II} F'_{II},$$

где z - число рабочих колес ротора компрессора;

$$P_{PKi} = G_B (c_{a2i} - c_{a1i}) + p_{2i} F_{2i} - p_{1i} F_{1i} + \frac{p_{2i} + p_{1i}}{2} \Delta F_{PKi};$$

$$\Delta F_{PKi} = \frac{\pi}{4} (D_{1i}^2 - D_{2i}^2) \text{ при } D_{нар} = const, \Delta F_{PKi} = 0.$$

Статор компрессора

$$P_{c\text{ ком}} = \sum_{i=1}^z P_{HAi}; \quad P_{HAi} = G_B (c_{a3i} - c_{a2i}) + p_{3i} F_{3i} - p_{2i} F_{2i}.$$

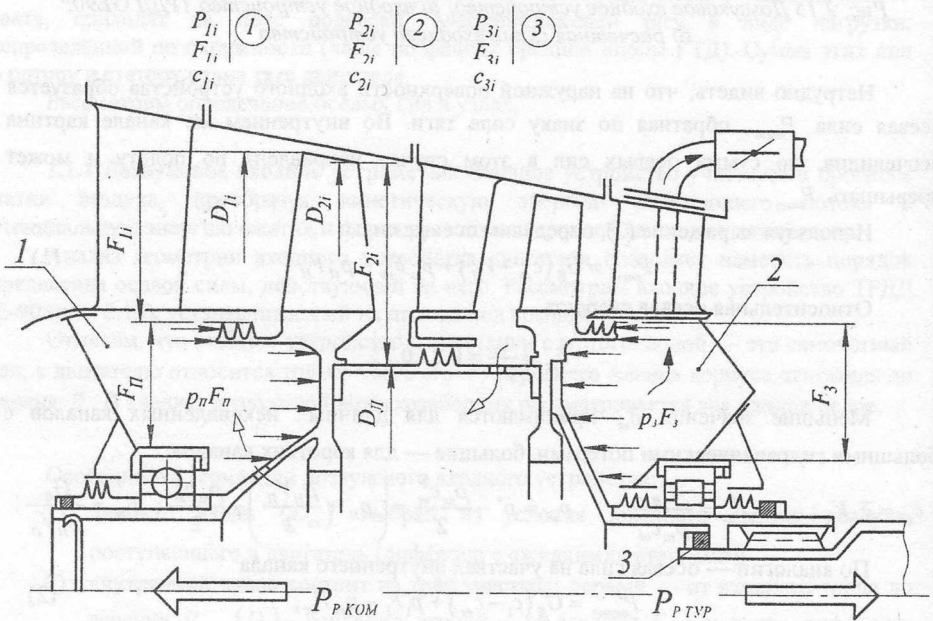


Рис. 2.16 Схема для определения осевых сил в компрессоре:

1 - передняя разгрузочная полость; 2 - задняя разгрузочная полость; 3 - гайка стяжного устройства валов компрессора и турбины;

← воздух для наддува передней разгрузочной полости;

← воздух, отводимый из задней разгрузочной полости

1.1.3 Турбина (рис. 2.17). Главная функция турбины в рабочем процессе двигателя — преобразование потенциальной энергии газа в механическую в виде

крутящего момента для привода компрессора и агрегатов. По аналогии с определением осевых сил в компрессоре запишем значения осевых сил для статора и ротора.

Статор турбины:

$$P_{c.тур} = \sum_{i=1}^z P_{CAi}; \quad P_{CAi} = G_r (c_{ai} - c_{a0i}) + p_{1i} F_{1i} - p_{2i} F_{2i}.$$

Ротор турбины:

$$P_{p.тур} = \sum_{i=1}^z P_{PKi} - (p_3 F_3 - p_{II} F_{II});$$

$$P_{PKi} = G_r (c_{a2i} - c_{a1i}) + p_{2i} F_{2i} - p_{1i} F_{1i}.$$

Вектор осевой силы ротора турбины направлен против вектора тяги.

Для расчёта осевых сил, действующих на ротор и статор, необходимы геометрические параметры по каждой ступени для определения площадей, параметры газа — осевая скорость и давление. При эскизном проектировании возможно использовать параметры на среднем радиусе.

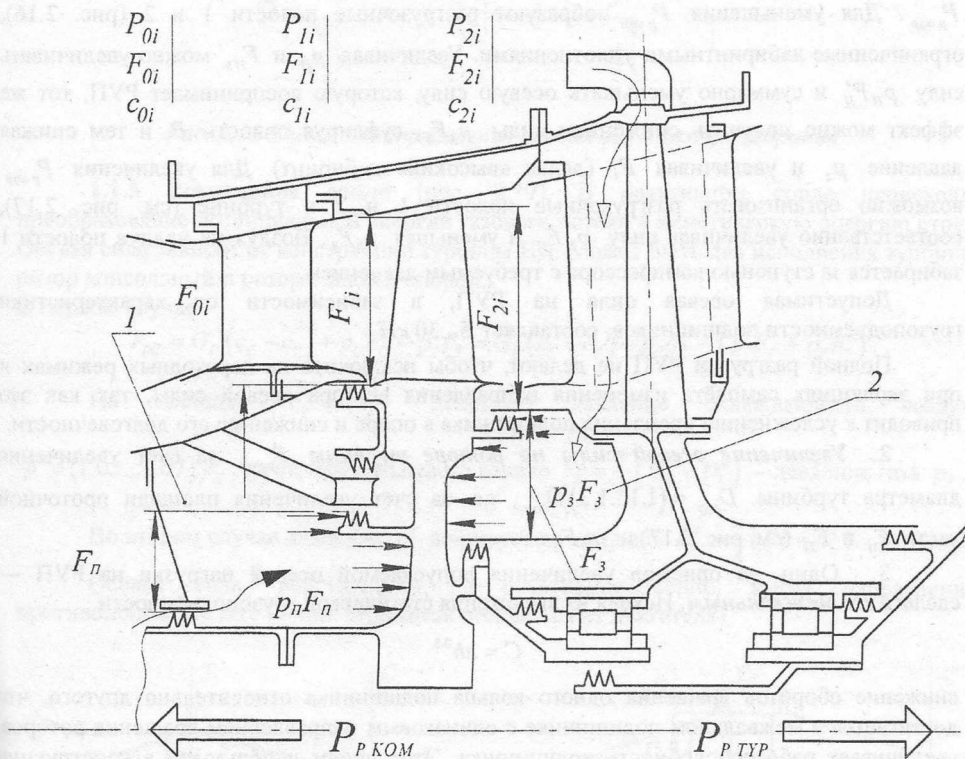


Рис. 2.17 Схема определения осевых сил в турбине ВД:

1 — передняя разгрузочная полость; 2 — задняя разгрузочная полость;

← воздух для наддува задней разгрузочной полости;

← воздух, подводимый к передней разгрузочной полости

Разгрузка РУП. Ротор компрессора (см. рис. 2.16 и 2.21) устанавливается на двух опорах-подшипниках качения: один из них шариковый, воспринимающий радиальные и осевые нагрузки (называется радиально-упорный подшипник — РУП) и фиксирующий ротор в осевом направлении, другой — роликовый, воспринимающий только радиальные нагрузки и позволяющий ротору перемещаться относительно статора по оси при

тепловых деформациях. При двухпорном роторе роликовый подшипник размещается в турбине.

Структурная связь роторов компрессора и турбины должна обеспечивать восприятие осевой силы турбины. В конструкцию ротора вводится стяжное устройство в виде гайки, навинчиваемой на вал турбины и упирающейся в бурт на внутренней поверхности вала компрессора (см. рис. 2.16). Конструкция стяжного устройства должна обеспечивать лёгкую фиксацию гайки от отворачивания, так как доступ к месту соединения валов обычно затруднён.

Осевые силы, действующие на ротор двигателя, не должны превышать заданных значений, так как этим ограничивается работоспособность подшипника. Для снижения этой осевой силы используют конструктивные меры по разгрузке РУП:

1. Введение разгрузочных полостей в силовую систему двигателя.

Учитывая, что осевая сила, воспринимаемая РУП, совпадает по направлению с вектором тяги и равна разности осевых сил на роторе компрессора и роторе турбины, то для ее снижения, очевидно, необходимо уменьшать осевую силу $P_{p\text{ ком}}$ и увеличивать $P_{p\text{ тур}}$. Для уменьшения $P_{p\text{ ком}}$ образуют разгрузочные полости 1 и 2 (рис. 2.16), ограниченные лабиринтными уплотнениями. Увеличивая p_{II} и F_{II} , можно увеличивать силу $p_{II}F'_{II}$ и суммарно уменьшать осевую силу, которую воспринимает РУП, тот же эффект можно получить снижением силы p_3F_3 , суфлируя полость B и тем снижая давление p_3 и увеличивая F_3 (делая «высокий» лабиринт). Для увеличения $P_{p\text{ тур}}$ возможно организовать разгрузочные полости 1 и 2 в турбине (см. рис. 2.17), соответственно увеличивая силу $p_{II}F_{II}$ и уменьшая p_3F_3 . Воздух на наддув полости 1 забирается за ступенью компрессора с требуемым давлением.

Допустимая осевая сила на РУП, в зависимости от характеристики грузоподъёмности подшипников, составляет 5...30 кН.

Полной разгрузки РУП не делают, чтобы исключить на переходных режимах и при эволюциях самолёта изменения направления вектора осевой силы, так как это приводит к усложнению крепления подшипника в опоре и снижению его долговечности.

2. Увеличение осевой силы на роторе турбины $P_{p\text{ тур}}$ за счёт увеличения диаметра турбины $D_{тур} = (1,1...1,3)D_{ком}$, т.е. за счёт увеличения площади проточной части F_{II} и F_{2i} (см. рис. 2.17) и $p_{II}F_{II}$.

3. Один из приемов увеличения допускаемой осевой нагрузки на РУП — сделать его *межвальным*. Исходя из выражения статической грузоподъёмности

$$C = nh^{0,3}$$

снижение оборотов вращения одного кольца подшипника относительно другого, что достигается в межвальном подшипнике с одинаковым направлением вращения роторов, увеличивает работоспособность подшипника. Этот приём использован в конструкции двигателя НК-93 и ТРДД фирмы Роллс-Ройс (RB-211, Трент и др.).

В ТВД и ТВВД с приводом винтов от свободной турбины и в ТРДД с приводом вентилятора через редуктор на РУП передаётся полная осевая сила свободной турбины, так как на редуктор осевая сила не должна передаваться по условию его работы.

Разгрузочная полость в этом случае чаще всего образуется в задней полости за турбиной, а воздух для наддува её отбирается от компрессора.

Для обеспечения работоспособности радиально-упорного подшипника вводится контроль величины осевой силы — она замеряется специальными устройствами (месдоза, тензометрическое упругое кольцо и др.) и предусматривается система управления осевой силой.

1.1.4 Камера сгорания (рис. 2.18). Функция камеры сгорания — подвод тепла к рабочему телу. Осевая газовая сила формируется на трёх участках, разных по форме канала и скорости течения газа:

$$P_I = G_B (c_1 - c_K) + p_1 F_1 - p_K F_K \text{ (диффузор, сила направлена по полёту);}$$

$$P_{II} = G_B (c_2 - c_1) + p_2 F_2 - p_1 F_1 \text{ (диффузор, сила направлена по полёту);}$$

$$P_{III} = G_B (c_T - c_2) + p_T F_T - p_2 F_2 \text{ (конфузор, сила направлена против полёта).}$$

Суммарная осевая сила $P_{КС} = G_B (c_T - c_K) + p_T F_T - p_K F_K$ направлена по полету.

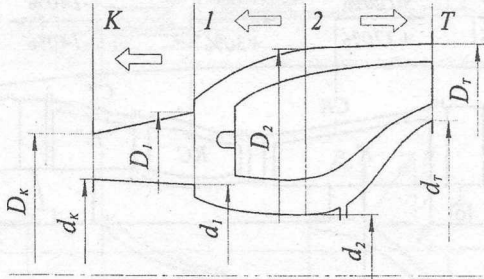


Рис. 2.18 Схема для определения осевых сил в камере сгорания

1.1.5 Реактивное сопло (рис. 2.19). В реактивном сопле происходит преобразование потенциальной энергии газового потока в кинетическую энергию струи. Осевая сила зависит от конструкции турбины НД. Может быть два исполнения турбины: ротор консольный и ротор с задней опорой.

В первом случае

$$P_{РС} = G_T (c_c - c_T) + p_c F_c - p_T F_T = G_T (c_c - c_T) + p_c F_c - (p' F'_r + p_T F''_T).$$

На площадь $F'_r = \frac{\pi D_1^2}{4}$ действует давление охлаждающего воздуха

$$p' = (1.05 \dots 1.07) p_T, \text{ на стенки кольцевого канала } F''_T = \frac{\pi}{4} (D_T^2 - D_1^2) - \text{давление газа } p_T.$$

Во втором случае давление p' действует на площадь $F'_r = \frac{\pi}{4} (D_1^2 - d_1^2)$.

Осевая сила, действующая на реактивное сопло, имеет направление, противоположное тяге (сопло стремится оторваться от двигателя).

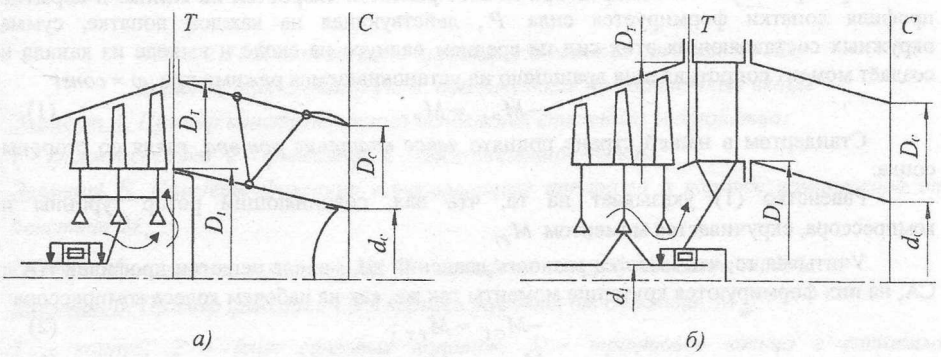


Рис. 2.19 Схема определения осевых сил в реактивном сопле: а) ротор турбины консольный; б) ротор турбины с задней опорой

1.1.0, 1.1.6 Редукторы и опоры, как самостоятельные подсистемы, при анализе осевых сил не фигурируют, так как в проточной части редуктора и опор газ работы не совершает, а рассматривается совместно с компрессором, турбиной или камерой сгорания в зависимости от структурных связей.

Суммирование осевых сил. Алгебраическая сумма всех осевых сил, приложенных к узлам двигателя, численно равна тяге, развиваемой двигателем на разных режимах (рис. 2.20).

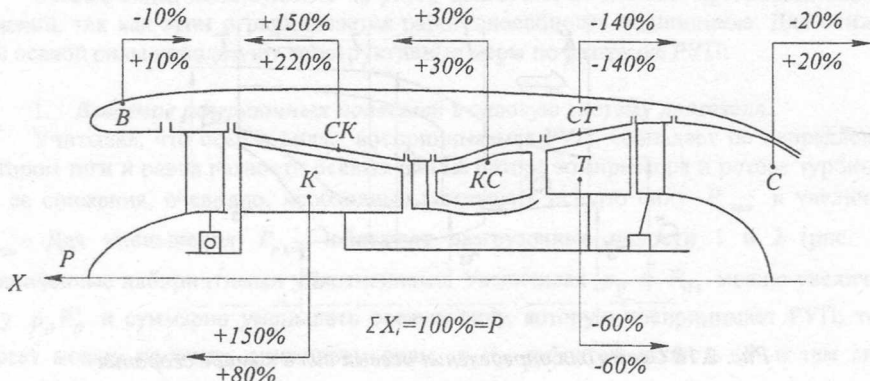


Рис. 2.20 Примерная доля величин осевых сил, действующих на отдельные узлы двигателя, и алгебраическая сумма их, равная тяге двигателя (100%), в числителе доля осевой силы без разгрузки РУП, в знаменателе – с разгрузкой

Крутящие моменты от газовых сил. В соответствии со вторым уравнением Эйлера сумма моментов относительно любой оси всех сил, приложенных к объёму газа, равна разности моментов относительно той же оси секундных количеств движения входящего и выходящего газа (рис. 2.21, а):

$$M = G_B (c_{2u} r_2 - c_{1u} r_1).$$

К объёму газа в межлопаточном канале РК турбины приложена сила R , а со стороны газа к стенкам канала равная ей, но противоположно направленная сила P , окружная составляющая которой и создаёт крутящий момент

$$M_{PT} = \sum_{i=1}^z P_{ui} r_{cp} = G (c_{2u} r_{2i} - c_{1u} r_{1i}).$$

При вращении РК компрессора за счёт разности скоростей на спинке и корытце профиля лопатки формируется сила P , действующая на каждой лопатке, сумма окружных составляющих этих сил на среднем радиусе на входе и выходе из канала и создаёт момент сопротивления вращению на установившемся режиме при $\omega = const$

$$-M_{PK} = M_{PT} \quad (1)$$

Стандартом в нашей стране принято левое вращение ротора, глядя со стороны сопла.

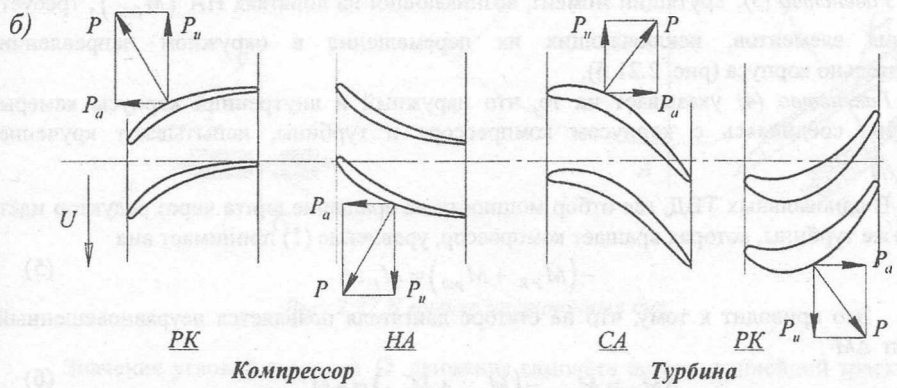
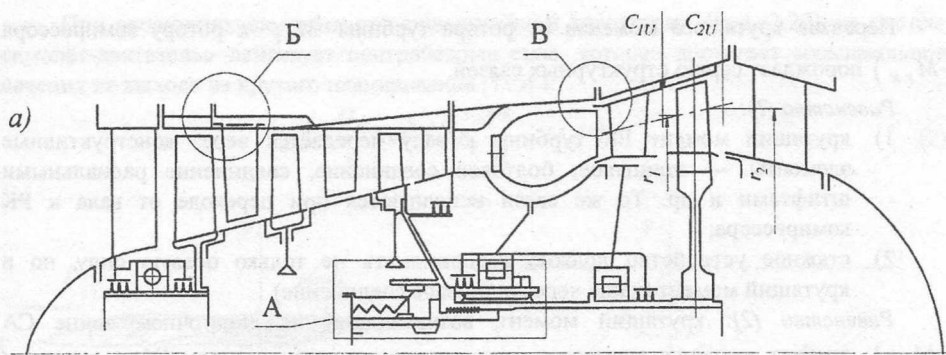
Равенство (1) указывает на то, что вал, соединяющий ротор турбины и компрессора, скручивается моментом M_{PT} .

Учитывая то, что имеется разность давлений до и после решетки профилей НА и СА, на них формируются крутящие моменты так же, как на рабочем колесе компрессора:

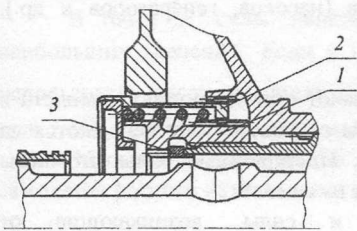
$$-M_{CT} = M_{PT}; \quad (2)$$

$$M_{CK} = -M_{PK}; \quad (3)$$

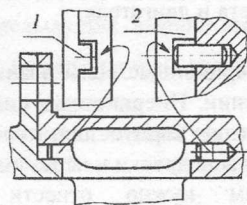
$$M_{CK} = -M_{CT}. \quad (4)$$



Элемент А



Элемент Б



Элемент В

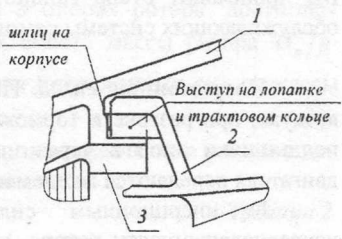


Рис. 2.21 К определению крутящих моментов от газовых сил:
а) расчетная схема; б) силы, действующие на лопаточные венцы

Элемент А. Пример конструктивного исполнения тяжёлого устройства:

1 – стяжная гайка; 2 – фиксатор; 3 – дистанционное кольцо.

Элемент Б. Примеры фиксации направляющего аппарата в корпусе компрессора от действия $M_{кр}$:

1 – бурты на корпусе, шлицы на НА; 2 – штифты на корпусе, шлицы на НА.

Элемент В. Пример фиксации СА в корпусе турбины от действия $M_{кр}$:

1 – корпус; 2 – блок сопловых лопаток; 3 – трактовое кольцо с сотовыми уплотнителями.

Передача крутящего момента от ротора турбины M_{pT} к ротору компрессора ($-M_{pK}$) порождает серию структурных связей.

Равенство (1):

- 1) крутящий момент РК турбины к валу передаётся через конструктивные элементы — шлицевое, болтовое соединение, соединение радиальными штифтами и др. Те же связи исполняются при переходе от вала к РК компрессора;
- 2) стяжное устройство должно воспринимать не только осевую силу, но и крутящий момент (чаще через шлицевое соединение).

Равенство (2): крутящий момент, возникающий на лопаточном венце СА ($-M_{CT}$), требует введения элементов, связывающих секции лопаток СА с корпусом турбины (рис. 2.21 в).

Равенство (3): крутящий момент, возникающий на лопатках НА (M_{CK}), требует введения элементов, исключаящих их перемещение в окружном направлении относительно корпуса (рис. 2.21 б).

Равенство (4) указывает на то, что наружный и внутренний корпуса камеры сгорания, соединяясь с корпусом компрессора и турбины, испытывают кручение ($-M_{CT}$).

В одновалных ТВД, где отбор мощности на вращение винта через редуктор идёт от той же турбины, которая вращает компрессор, уравнение (1) принимает вид

$$-(M_{pK} + M_{ред}) = M_T. \quad (5)$$

Это приводит к тому, что на статоре двигателя появляется неуравновешенный момент ΔM :

$$\Delta M_C = M_{CK} - (M_{pK} + M_{ред}) = -M_{ред}. \quad (6)$$

Этот момент должен быть учтён при проектировании подвески на самолёт. Неуравновешенный момент ΔM присутствует на всех ГТД, так как от ротора каскада ВД происходит отбор мощности на привод агрегатов (насосов, генераторов и др.), обслуживающих системы самолета и двигателя.

Инерционные силы. Инерционные силы возникают при эволюциях самолёта в воздухе, при разгоне и торможении. Инерционные силы от масс ротора передаются на подшипники опор и через них на корпус двигателя. Инерционные силы от массы двигателя передаются на элементы подвески и через них на самолёт.

К инерционным силам нужно отнести и силы, возникающие от неуравновешенности ротора, которые передаются через опоры на корпус двигателя, а через подвеску на самолёт.

Рассмотрим разбег и торможение самолёта.

$$P_{ирx} = \frac{G_p}{g} j_x = G_p \frac{j_x}{g} = G_p n_x^3 = M n_x^3 g, \quad (1)$$

где G_p - вес ротора, j_x - ускорение движения самолета.

Инерционная сила от масс ротора по оси X при движении по прямой n_x^3 называется коэффициентом эксплуатационной перегрузки.

При наличии перемещений самолета по другим осям с ускорениями j_y и j_z будут перегрузки и по этим осям n_y^3 , n_z^3 . Для каждого типа самолета для всех режимов полета коэффициенты n_x^3 , n_y^3 , n_z^3 нормируются.

При эволюциях самолёта по криволинейной траектории (рис. 2.22) на систему «самолёт-двигатель» действует центробежная сила, которая достигает максимального значения на выходе из крутого планирования (т. А):

$$P_{иру} = \frac{G_p}{g} R \Omega^2 = M_p \frac{V^2}{R} = M_p V \Omega. \quad (2)$$

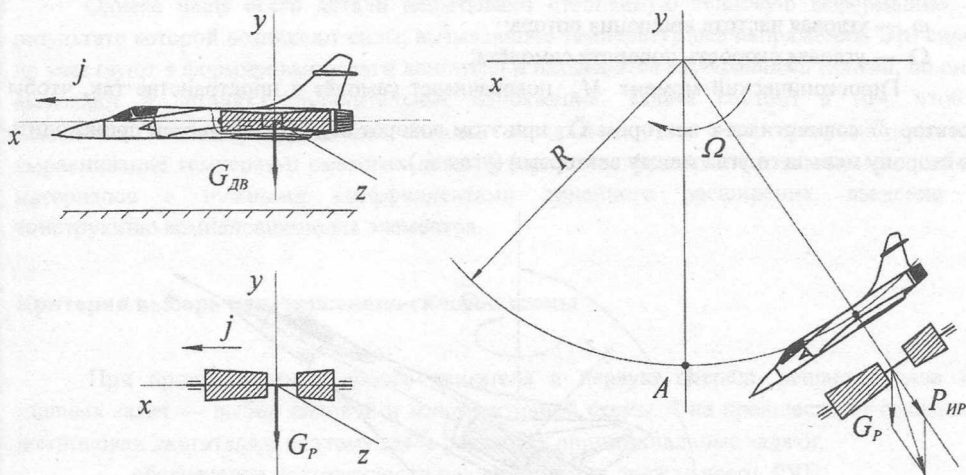


Рис. 2.22 К оценке инерционных сил

Значения угловой скорости Ω движения самолёта по криволинейной траектории можно принять:

для тяжёлых самолётов — 0,25...0,4 рад/с;

для лёгких самолётов — в 2–3 раза больше.

В точке А силы, действующие на подшипники в опорах ротора, достигают наибольших значений. Если в предыдущих выражениях вместо массы ротора G_p/g использовать массу двигателя $G_{дв}/g$, то получим значения инерционных сил от массы двигателя, действующих на подвеску двигателя.

Значения коэффициентов эксплуатационной перегрузки и расчётные режимы для самолётов разного назначения и взлётной массы приведены в табл. 2.

Таблица 2

| Транспортные самолеты | | | |
|---|-----------|-----------|-----------|
| Режим работы | n_x^y | n_y^y | n_z^y |
| Разбег, взлет, P_{\max} | 0,5...0,7 | 1,8...2,2 | 1,2...1,5 |
| Динамика полета | 0,5...1,0 | 2,3...2,5 | 1,6...1,8 |
| Динамика посадки | 1,0...1,5 | 2,8...3,0 | 1,8...2,0 |
| Полет в неспокойном воздухе $P_{\max}; H=6\text{км}$ | 0,3 | 2,5...3,6 | 2,0...3,0 |
| Самолет для завоевания превосходства в воздухе | | | |
| Нагрузка по режимам выше в 2-3 раза, чем у транспортных самолетов | | | |
| Предельная перегрузка | | 9...10 | |

Гироскопические моменты. При отклонении траектории движения системы «самолёт — вращающийся ротор двигателя» от прямолинейной возникает в переносном движении поворотное ускорение, которое вызывает появление гироскопического момента (при условии $\omega \gg \Omega$):

$$M_G = J_{x_p} \omega \Omega \sin \lambda, \quad (3)$$

где J_{x_p} — массовый полярный момент инерции ротора относительно оси вращения X ;

ω — угловая частота вращения ротора;

Ω — угловая скорость поворота самолёта;

Гироскопический момент M_G поворачивает самолёт в пространстве так, чтобы вектор $\bar{\omega}$ совместился с вектором $\bar{\Omega}$, при этом поворот вектора $\bar{\omega}$ должен происходить в сторону меньшего угла между векторами (угол λ).

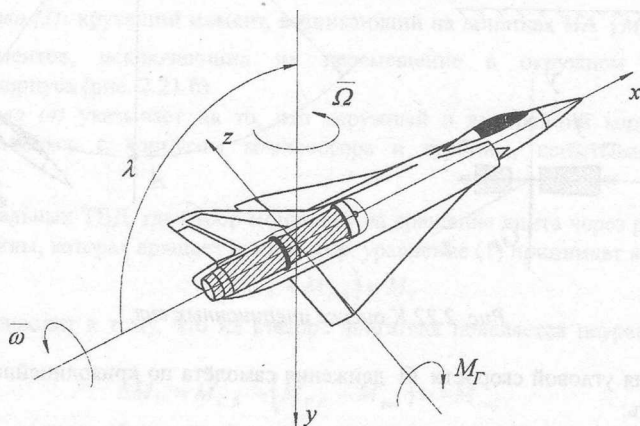


Рис. 2.23 К возникновению гироскопического момента при повороте самолета вокруг вертикальной оси OY

Обычно принимается в расчёт максимальное значение гироскопического момента, когда угол $\lambda = 90^\circ$. Из выражения (2) видно, что чем больше скорость движения по криволинейной траектории V , тем больше Ω . Приравнявая правые части выражений (1) и (2), можно получить предельно допустимое значение угловой скорости эволюции при заданной скорости полёта:

$$\Omega_{\max} = \frac{n_{\max}^3 g}{V}. \quad (4)$$

На рис. 2.23 показаны направления действия гироскопического момента при повороте самолёта относительно вертикальной оси с некоторой угловой скоростью Ω . Пользуясь правилом определения направления гироскопического момента, нетрудно оценить это направление при других эволюциях самолёта.

Гироскопический момент нагружает подшипники опор ротора дополнительной радиальной силой, которая будет тем меньше, чем больше расстояние между опорами. Однако, если идти по этому пути — увеличивать расстояния между опорами, а значит уменьшать изгибную жёсткость ротора и корпуса, то критическая частота вращения ротора будет снижаться.

И наконец, инерционные силы, вибрация двигателя вызываются дисбалансом ротора. Для снижения роторной вибрации особенно при проходе через критические частоты вращения, используются демпферы, устанавливаемые в опоры ротора.

Силы от термических деформаций элементов силовой системы. Температура и коэффициент линейного расширения материала элементов силовой системы неодинаковы, а значит неодинаковы и их температурные деформации. И если при закреплении деталей двигателя обеспечена свобода их тепловых расширений как в осевом, так и в радиальном направлении, то температурных напряжений в них не возникает.

Однако чаще всего детали испытывают стеснённую тепловую деформацию, в результате которой возникают силы, вызывающие температурные напряжения. Эти силы не участвуют в формировании тяги двигателя и называются *внутренними силами*, но они вызывают в деталях дополнительные напряжения. Задача состоит в том, чтобы исключить эти напряжения или снизить их уровень, для чего предусматривается выравнивание температур смежных деталей (принцип теплового согласования), подбор материалов с нужными коэффициентами линейного расширения, введение в конструкцию компенсационных элементов.

Критерии выбора конструктивно-силовой схемы

При проектировании нового двигателя в первую очередь решается одна из главных задач — выбор силовой и конструктивной схемы. Она предшествует созданию компоновки двигателя, и поэтому здесь решаются принципиальные задачи:

- обеспечение долговечности подшипников и, прежде всего, РУП;
- выполнение требований по уровню вибрации двигателя;
- минимизация длины и массы двигателя;
- снижение шума двигателя;
- анализ влияния компоновки двигателя на самолёте на эксплуатационные и весовые характеристики двигателя и др.

Для анализа и выбора конструктивно-силовой схемы выделяют следующие критерии:

- минимальное число опор ротора;
- максимальная жёсткость ротора и корпуса;
- оптимальное место размещения РУП;
- минимальная длина (а следовательно и масса) двигателя;
- модульность.

При анализе конструктивно-силовых схем двух- и трёхвальных ТРДД добавляются еще два критерия: минимизация шума вентилятора и присутствие (отсутствие) межвального подшипника. Проведем оценку значимости каждого критерия.

1. Минимальное число опор ротора. Оптимальное число опор для каждого ротора (а в многовальном двигателе их два или три) — две опоры. Ротор на двух опорах моделируется двухопорной балкой, то есть статически определимой системой, в которой имеется возможность точной оценки нагрузок на каждой опоре, возможность с меньшими трудностями обеспечить соосность опор при сборке двигателя, что позволяет добиться низкого уровня напряжений в деталях ротора и корпуса. При несоосности в такой системе смещения (в пределах 0.05...0.08 мм) приводят лишь к изменению наклона оси вращения и не вызывают никаких дополнительных переменных нагрузок, которые могут появляться в статически неопределимой системе, то есть в трёх- или четырёхопорном роторе.

Кроме того, применение схемы с минимальным числом опор упрощает конструкцию двигателя за счёт сокращения числа несущих деталей корпуса и ротора, упрощения масляной системы, системы суфлирования и теплоизоляции опор.

2. Максимальная жёсткость ротора и корпуса. Деформации ротора и корпуса на всех режимах работы двигателя и полёта самолёта (эволюции самолёта) не должны приводить к критическому изменению радиальных и осевых зазоров, под которым понимается задевание деталей ротора за элементы статора.

Выполнение этого требования позволяет уменьшить номинальные значения радиальных и осевых зазоров в компрессоре и турбине и стабильно сохранять их в течение всего ресурса, что в конечном итоге приводит к повышению экономичности двигателя.

Так, использование в конструкции компрессоров среднего и высокого давления ТРДД Д-36 статоров с двойной стенкой и роторов сварной конструкции позволило после первых же испытаний уменьшить на 25% радиальные зазоры, которые вначале были назначены, исходя из опыта создания двигателей без этих мер по увеличению жёсткости ротора и корпуса.

3. Оптимальное место размещения РУП. При выборе места установки радиально-упорного подшипника необходимо учитывать его удаление от последних ступеней компрессора и от ротора турбины. Чем это удаление больше (например, подшипник установлен перед компрессором), тем легче обеспечить оптимальный температурный режим в опоре, но тем больше вероятность изменения осевых и радиальных зазоров в компрессоре и турбине из-за деформаций и взаимных смещений ротора и корпуса. Наибольшее применение нашли конструктивные схемы двухвального ТРДД с установкой РУП в средней опоре. Однако есть пример установки РУП в опоре турбины (ТРДДФ RB.199).

4. Минимальная длина двигателя. Стремление к уменьшению длины двигателя сопряжено с поиском такой конструктивной схемы, в которой расстояние между компрессором и турбиной сведено к минимуму применением камер сгорания противоточной или радиальной схемы или прямоточных камер минимальной длины, уменьшением числа ступеней компрессора и турбины, применением центробежных и осецентробежных компрессоров. Компактность взаиморасположения узлов двигателя, уменьшение длины валов приводит к снижению удельной массы двигателя.

5. Модульность. Модулем считается сборочная единица, входящая в состав двигателя (например, турбина), которая выполняет некоторую функцию и может быть смонтирована взамен аналогичной без индивидуального согласования (доработки, подгонки) с сопряжёнными сборочными единицами. При сборке двигатель складывается из модулей в определённом порядке.

Требование модульности проектируемого двигателя регламентировано стандартом.

Как отмечалось ранее, для двух- и трёхвальных ТРДД важное значение в выборе конструктивной схемы имеют два дополнительных критерия:

6. Минимальный шум вентилятора. Это требование связано со стремлением уменьшить генерацию шума в одном из двух основных источников шума — в вентиляторе. Обычно это достигается использованием одноступенчатого вентилятора, исключением из конструкции входного направляющего аппарата (ВНА) и увеличением осевого зазора между рабочим колесом и НА вентилятора до 2...2.5 хорды рабочей лопатки. Эти шаги оказывают влияние на выбор числа и места расположения подшипников роторов.

7. **Наличие межвального подшипника.** Межвальный подшипник позволяет упростить конструктивную схему, например, исключить заднюю опору турбины или решить задачу отстройки ротора от критической частоты вращения, но вместе с тем межвальный подшипник вызывает большие затруднения с точки зрения обеспечения его работоспособности (подвод и отвод масла, постоянство радиального зазора между телами качения и кольцами подшипника и др.). Поэтому межвальный подшипник часто представляется как недостаток не конструктивной схемы, а двигателя, так как усложняет его доводку.

Уровень 2: 2.1 Силовая система ротора

При анализе нагруженности элементов силовой системы ГТД (уровень 1) показано возникновение и действие статических сил, но этим не исчерпывается нагружение основных деталей двигателя.

Основную долю причин разрушения и отказов элементов двигателя составляют динамические нагрузки, вызывающие общую вибрацию двигателя.

Вибрацией двигателя, как и любой машины, называют колебания, не предусмотренные его устройством и возникающие из-за несовершенства конструкции, её неудовлетворительного состояния, неточности изготовления и сборки зубчатых передач и подшипниковых узлов, акустических шумов и т.д.

Но интенсивность общей вибрации двигателя определяется главным источником — колебаниями ротора, вызванными неуравновешенными центробежными нагрузками вращающихся роторов, несоосностями опор, нарушениями центрирования элементов ротора и статора, температурными деформациями и т.д.

Колебания ротора вызывают необходимость увеличивать радиальные зазоры в компрессоре и турбине, что ведёт к потере экономичности двигателя.

Хотя колебательная мощность собственной вибрации двигателя невелика, но на резонансных режимах динамические нагрузки на резонируемых деталях от этих возбуждающих сил увеличиваются в десятки и сотни раз по сравнению со статическими напряжениями. Поэтому главную опасность представляют резонансные колебания роторов, когда частота вращения ротора равна его собственной частоте изгибных колебаний, которая в этом случае называется *критической частотой вращения ротора* $\omega_{кр}$.

Анализ влияния различных конструктивных факторов на критическую частоту проведём на примере ротора, вращающегося с частотой ω на двух шарнирных опорах с диском массы m в середине невесомого вала (рис. 2.24).

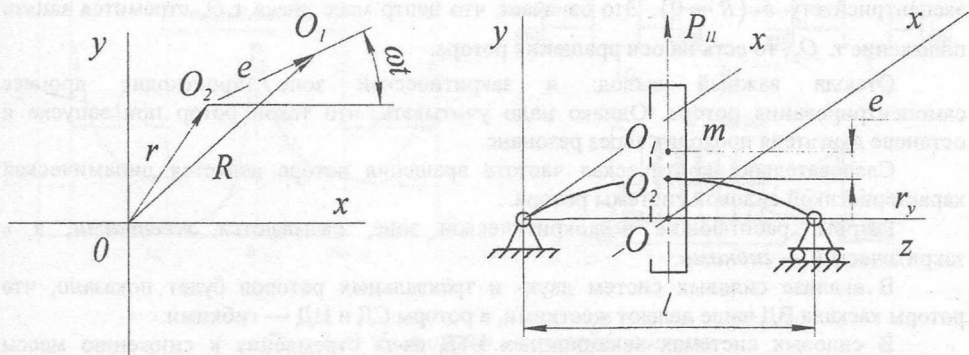


Рис. 2.24 Схема ротора на двух опорах

В общем случае точка O пересечения срединной поверхности диска с осью вращения OZ , точка закрепления диска на валу O_2 и центр масс диска (точка O_1) не лежат на одном радиусе [23].

Для упрощения рассмотрим случай $R = r + e$, где e — эксцентриситет.

При вращении вал прогибается на величину r под действием центробежной силы $P_{ц}$. При $\omega = const$ наступает равновесное состояние между центробежной силой от массы диска и силой упругости вала:

$$\begin{aligned} P_{ц} &= P_{упр}; \\ m(r + e)\omega^2 &= cr. \end{aligned} \quad (1)$$

Жёсткость вала c в нашем случае

$$c = \frac{48EJ}{l^2}.$$

Тогда прогиб вала

$$r = \frac{me\omega^2}{c - m\omega^2}. \quad (2)$$

Соотношения (1) и (2) справедливы для любого значения ω , кроме случая, когда знаменатель равен нулю:

$$\begin{aligned} c - m\omega^2 &= 0, \\ \omega_{кр}^2 &= \frac{c}{m}, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\omega_{кр}^2 = \frac{48EJ}{l^3 m}. \quad (3a)$$

Анализируя уравнение (1) при $cr = m\omega^2 r$, можно заключить, что левая часть уравнения становится больше правой, то есть центробежная сила превышает силу упругости и равновесное состояние нарушается. Вал теряет устойчивость, прогиб вала под действием силы неуравновешенности $m\omega^2 e$ неограниченно нарастает. Частота вращения, при которой вал теряет устойчивость, и есть $\omega_{кр}$.

При частоте вращения $\omega > \omega_{кр}$ равновесное состояние проявляется вновь и уравнения (1) и (2) опять имеют решения, но в области гибких роторов.

Однако, в соответствии с выражением (2), прогиб r принимает отрицательный знак. Это означает, что изгиб вала гибкого ротора происходит в сторону, противоположную направлению эксцентриситета. Возрастание частоты вращения ω ведёт к уменьшению прогиба r , который в пределе стремится к величине, равной эксцентриситету e ($R \rightarrow 0$). Это означает, что центр масс диска т. O_1 стремится занять положение т. O_2 , то есть на оси вращения ротора.

Отсюда важный вывод: в закритической зоне происходит процесс самоцентрирования ротора. Однако надо учитывать, что такой ротор при запуске и останове двигателя проходит через резонанс.

Следовательно, критическая частота вращения ротора является динамической характеристикой силовой системы ротора.

Роторы, работающие в докритической зоне, называются *жёсткими*, а в закритической — *гибкими*.

В анализе силовых систем двух- и трёхвальных роторов будет показано, что роторы каскада ВД чаще делают жёсткими, а роторы СД и НД — гибкими.

В силовых системах авиационных ГТД из-за стремления к снижению массы двигателя жёсткости ротора и корпуса практически в одинаковой мере влияют на динамические характеристики двигателя.

Методы снижения роторной вибрации:

а) Воздействие на источник возбуждения:

- 1) **Балансировка роторов** позволяет уменьшить величину неуравновешенной центробежной силы ротора и моментов от этой силы и таким образом снизить амплитуду возбуждающей силы роторной вибрации. Оценка допустимого дисбаланса ротора и конструктивное оформление требований балансировки подробно показаны далее.

Здесь отметим, что в соответствии с системой классов балансировки роторы авиационных ГТД относятся к четвёртому классу точности и дисбаланс ротора должен быть таким, чтобы в рабочем диапазоне частот вращения виброскорость была не более 40 мм/с .

Балансировка — это воздействие на источник возбуждения изгибных колебаний ротора, поэтому важна задача *сохранения первоначальной балансировки* в течение всего ресурса двигателя. Для этого используют *конструктивные меры* по сохранению центрирования (натяга) деталей ротора и статора (охватывающая деталь должна иметь меньшие радиальные деформации, сварной ротор и т.д.) и *технологические меры* (точность сборки: несоосность опор $0.05...0.08 \text{ мм}$, порядок затяжки болтов на фланцах и т.д.).

- 2) **Устранение в конструкции анизотропии опор и ротора.** В первом случае, когда жёсткости опоры по горизонтали и вертикали неодинаковы, возникает прецессионное движение. Прецессия является нерегулярной. Движение вала происходит по эллипсу.

Во втором случае из-за неоднородной жёсткости вала на изгиб по разным направлениям (срезы, пазы на круглом сечении вала) может возникать колебание ротора на критической частоте 2-го рода (равной половине нормальной $\omega_{кр}$).

- 3) **Исключение попадания масла в ротор компрессора**, что (по опыту доводки ТВД НК-4) вызывает несинхронную прямую прецессию ($\Omega = (0.7...0.8)\omega$).

б) Частотная отстройка (рис. 2.25 а). Изменяя жёсткость s ротора (изменение диаметра ротора (вала) и расстояния между опорами), можно сместить опасные резонансные режимы из рабочей зоны в сторону повышенных или пониженных частот вращения. В первом случае требуется повышение $\omega_{кр}$ на $\Delta\omega = (0.3...0.5)\omega_{норм}$, во втором — понижение $\omega_{кр}$ на $\Delta\omega = (0.2...0.3)\omega_{МГ}$. Предпочтительна отстройка вверх, т.к. при этом опасный резонансный режим выводится из рабочего диапазона частот.

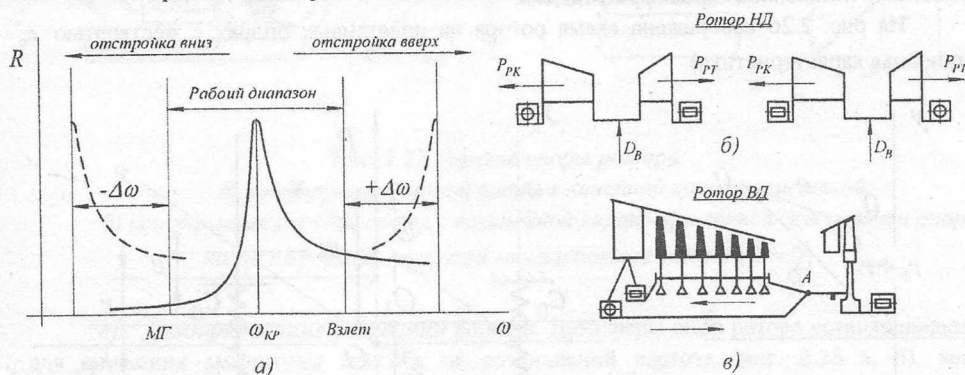


Рис. 2.25 Частотная отстройка ротора:

- а) схема отстройки «вверх» и «вниз»; б) схема отстройки ротора НД переносом РУП в опору турбины (ТРДДФ РВ.199); в) схема управления радиальными и осевыми зазорами в двухопорном роторе ВД (ТРДДФ РВ.199)

Есть примеры управления $\omega_{кр}$ изменением осевой силы, растягивающей ротор. Осевая сила в обычной схеме при установке РУП в опоре компрессора увеличивает $\omega_{кр}$ на 3...4 % (крутящий момент, наоборот, уменьшает $\omega_{кр}$). При действии осевой силы $\omega_{кр}^y$:

$$\omega_{кр}^y = \omega_{кр} \sqrt{1 \pm \frac{P}{P_{кр}}}; \quad P_{кр} = \frac{\pi^2 EJ}{l^2},$$

где $\omega_{кр}$ — критическая частота вращения без учёта действия осевой силы;

P — осевая сила (знак плюс — сила растягивающая, знак минус — сила сжимающая);

$P_{кр}$ — критическая сила, при которой деформированный вал сохраняет устойчивость для случая шарнирного опирания концов вала.

Поучительный пример решения принципиальных задач совершенствования конструкции двигателя на этапе формирования конструктивно-силовой схемы являет ТРДДФ RB.199. Решено две задачи:

- 1) частотная отстройка ротора НД;
- 2) управление осевыми и радиальными зазорами в компрессоре ВД.

На рис. 2.256 дана схема ротора НД ТРДДР RB.199 с радиально-упорным подшипником не в опоре компрессора, а в опоре турбины. При этом осевая растягивающая сила P выросла на величину $\Delta P = P_{рК} - P_{рТ}$, так как $P_{рК} > P_{рТ}$. Действительно, в первом случае вал, определяющий жёсткость ротора, растягивает осевая сила $P_{рТ}$, во втором — $P_{рК}$, а так как $P_{рК} > P_{рТ}$, то $\omega_{кр}$ во втором случае выше. Критическая частота выросла на несколько процентов до величины, достаточной для ухода от резонанса.

Вторая задача. Передняя опора ротора ВД имеет два подшипника, а сам ротор — два вала, сходящихся в т. А (рис.2.25 в). С увеличением режима тепловое удлинение ротора от плоскости РУП уменьшает осевые и радиальные зазоры (при схеме проточной части КВД $D_B = const$). Однако после т. А ротор расширяется в противоположном направлении и зазоры восстанавливаются.

Вторым шагом в управлении $\omega_{кр}$ при проектировании и доводке двигателя являются конструктивные элементы, позволяющие *изменять жёсткость опор*. Привлекательность этого приёма состоит в том, что изменение жёсткости опор возможно без кардинальных переделок конструкции двигателя. Применяют упругие опоры с *линейной и нелинейной характеристиками*.

На рис. 2.26 изображена схема ротора на податливых опорах с жёсткостью c_0 (линейная характеристика).

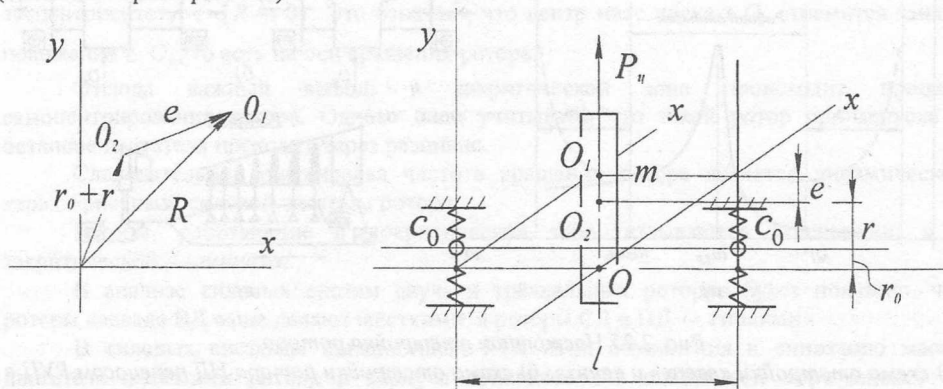


Рис. 2.26 Схема ротора на двух упругих опорах

Условие равновесия системы:

$$P_{Ц} = P_{упр.р} + P_{упр.о}.$$

Рассмотрим случай равенства упругой силы вала и опоры: $cr_p = c_o r_o$ и $R = r_p$.

Тогда

$$m(r_p + r_o + e)\omega^2 = cr_p; \quad (4)$$

$$r_p = \frac{me\omega^2}{c - m\omega^2 \left(1 + \frac{c}{c_o}\right)};$$

$$\omega_{кр}^2 = \frac{c}{m} \frac{c_o}{c + c_o}. \quad (5)$$

Приравнявая знаменатель к нулю во втором выражении, определим критическую частоту ротора на упругих опорах с линейной характеристикой. Выражение (5) показывает, что введение упругих опор снижает критическую частоту.

В случае применения упругой опоры с нелинейной характеристикой используется эффект изменения жесткости опоры для снижения амплитуды колебаний ротора.

Нелинейная характеристика может быть *жесткой* и *мягкой*. Конструктивно проще опора с жесткой характеристикой.

При разгоне и остановке в таких системах происходит «срыв амплитуды», резкое уменьшение прогиба ротора из-за изменения жесткости системы. Подбирая характеристику опоры, можно получить срыв амплитуды при заданных частоте вращения и прогибе вала.

На рис. 2.27 показан пример конструкции упругих опор с линейной и нелинейной характеристиками.

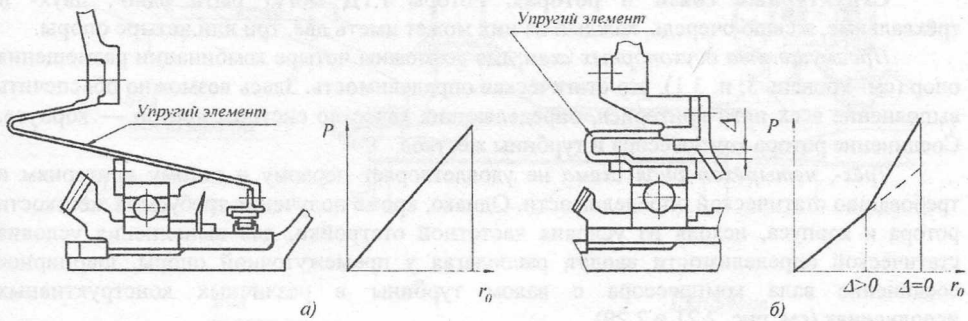


Рис. 2.27 Упругие опоры ротора:

а) конструкция упругой опоры с линейной характеристикой;

б) конструкция упругой опоры с нелинейной характеристикой жесткости опоры, когда деформация упругой втулки больше зазора ($\Delta = 0$)

в) Демпфирование колебаний ротора. Демпферы опор ротора устанавливаются для снижения амплитуды прогиба на резонансной частоте (рис. 2.28 а, б), когда перемещения максимальны и работа диссипативных сил наибольшая. В практике проектирования ГТД нашли применение два типа демпферов: пластинчатые и гидродинамические (ГДД). В пластинчатых демпферах рассеяние энергии колебаний происходит за счёт работы сил сухого трения, в гидродинамических — за счёт работы сил вязкого трения.

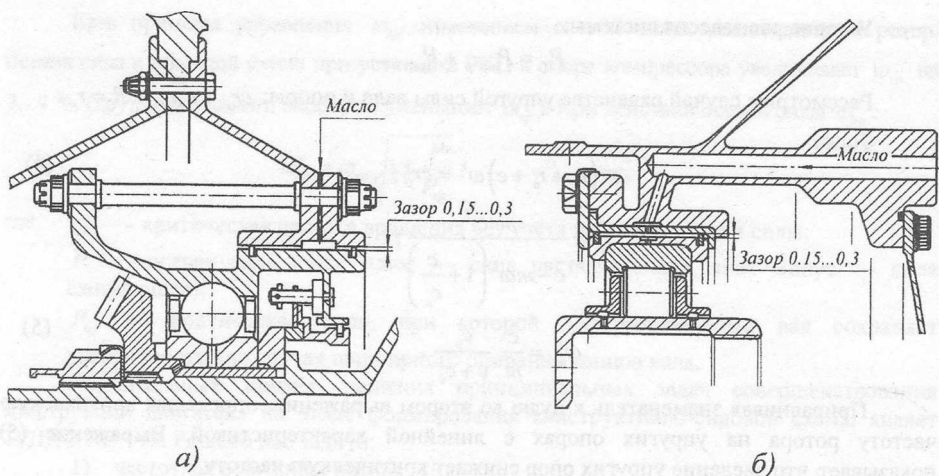


Рис. 2.28 Ротор на демпфирующих опорах ТРДД PW6000:
 а) передняя опора ротора ВД; б) задняя опора ротора НД

Элементарный ГДД (или демпфер с выдавливаемой масляной плёнкой) — это наружное невращающееся кольцо подшипника (с валом), посаженное в корпус с радиальным зазором 0.15...0.3 мм, в который подаётся масло из маслосистемы двигателя. Колебания гасятся силами вязкого сопротивления, действующими со стороны тонкой плёнки масла.

Структурные связи в роторах. Роторы ГТД могут быть одно-, двух- и трёхвальные, в свою очередь, каждый из них может иметь две, три или четыре опоры.

Преимущества двухопорных схем, где возможны четыре комбинации размещения опор (см. Уровень 3, п. 3.1), это статическая определимость. Здесь возможно обеспечить выполнение всех пяти критериев, определяющих качество системы «ротор — корпус». Соединение ротора компрессора и турбины жёсткое.

Трёх-, четырёхопорная схема не удовлетворяет первому и пятому критериям и требованию статической определимости. Однако, кроме получения требуемой жёсткости ротора и корпуса, исходя из условия частотной отстройки, для выполнения условия статической определимости вводят, располагая у промежуточной опоры, шарнирное соединение вала компрессора с валом турбины в различных конструктивных исполнениях (см. рис. 2.21 и 2.29).

Выбор конструкции и места расположения соединения роторов компрессора и турбины — это отдельная конструкторская задача.

Все конструктивные варианты соединения трёх- и четырёхопорных роторов, используемые в современных авиационных ГТД, можно свести к трём схемам (рис. 2.29):

а) Для реализации шарнирного соединения опорные контактные поверхности деталей соединения валов выполняются в виде сектора сферы, допускающей перекося осей валов, крутящий момент передаётся эвольвентными шлицами, осевая сила — стяжной гайкой. Для фиксации ротора турбины относительно статора в осевом направлении (осевые зазоры) в соединении присутствует регулировочное дистанционное кольцо.

б) Эта же функция, допуск перекося осей валов, выполняется соединением с плоскими контактными поверхностями, когда затянутая регламентированным крутящим моментом стяжная гайка соединения затем ослабляется обратным крутящим моментом,

чтобы получить расчётный зазор между опорными поверхностями (около 0,3 мм). В остальном, и в передаче крутящего момента, и восприятии осевой силы, соединение подобно первому.

в) Такая схема используется в четырёхопорном роторе (АЛ-21Ф и АИ-25 — ротор НД), когда ротор компрессора НД и ротор турбины НД имеют по две опоры. Крутящий момент передаётся шлицевой муфтой, а осевая сила воспринимается удлинённым стяжным болтом ($l/d \sim 45$), допускаемый изгиб которого определяет требуемый перекося осей валов.

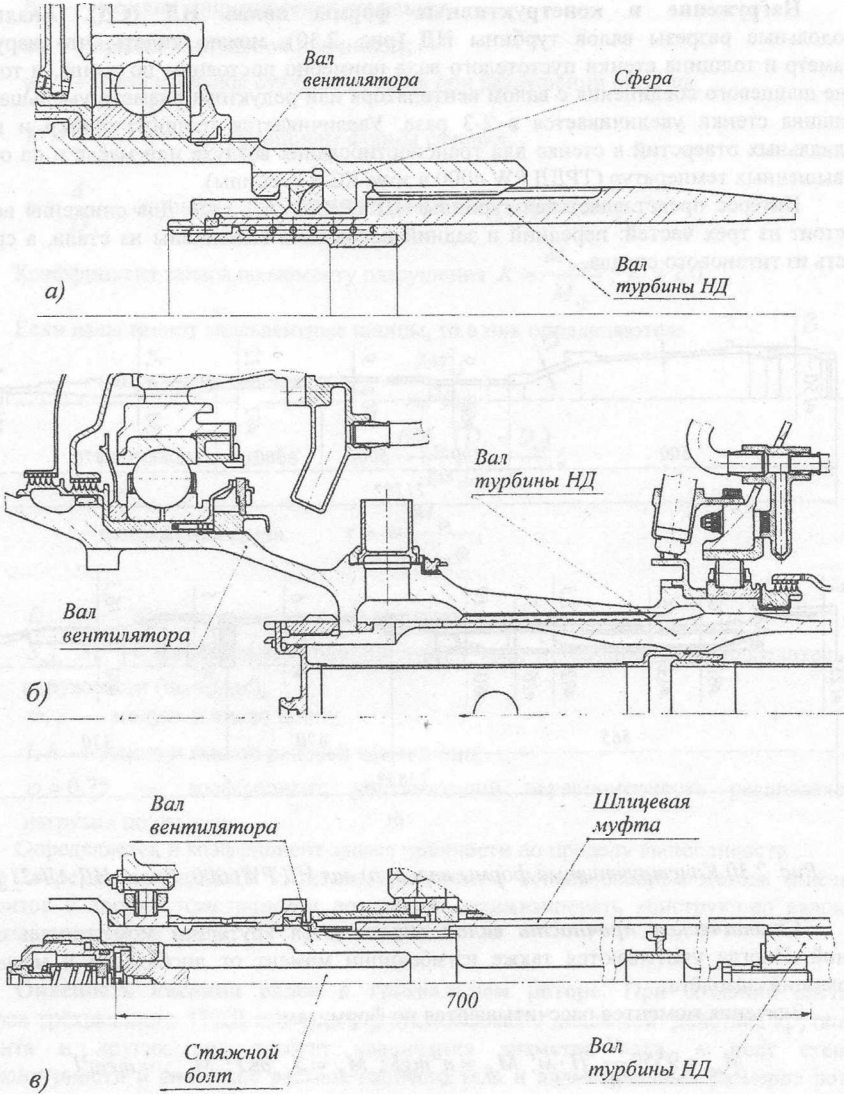


Рис. 2.29 Соединение роторов компрессора и турбины НД:
а) РД-33; б) CFM56; в) АИ-25

Структурная связь редуктора и турбины НД. ТВД, ТВВД и ТРДД, где используется привод винта, винтовентилятора и вентилятора соответственно, от свободной турбины через редуктор имеют особенности в силовой схеме ротора — связь ротора турбины НД и ротора редуктора не воспринимает осевую силу. Поэтому проводятся следующие мероприятия:

- 1) ротор турбины НД выполняется двухопорным (двухрядный РУП в задней опоре турбины НД ТРДД LF 507);
- 2) разгрузка ротора турбины НД от осевых сил (ТВДД НК-93 и др.). Разгрузочная полость создаётся за турбиной НД.

Нагружение и конструктивные формы валов НД (СД). Анализируя продольные разрезы валов турбины НД (рис. 2.30), можно видеть, что наружный диаметр и толщина стенки пустотелого вала примерно постоянны по длине, и только в зоне шлицевого соединения с валом вентилятора или редуктора диаметр уменьшается и толщина стенки увеличивается в 2-3 раза. Увеличивается толщина стенки и в зоне радиальных отверстий в стенке для транспортирования воздуха или масла и на отрезке повышенных температур (ТРДД РВ 4000 в зоне КС и турбины).

Интерес представляет вал турбины НД ТРДДФ АЛ-31Ф. Для снижения веса он состоит из трех частей: передний и задний носок вала выполнены из стали, а средняя часть из титанового сплава.

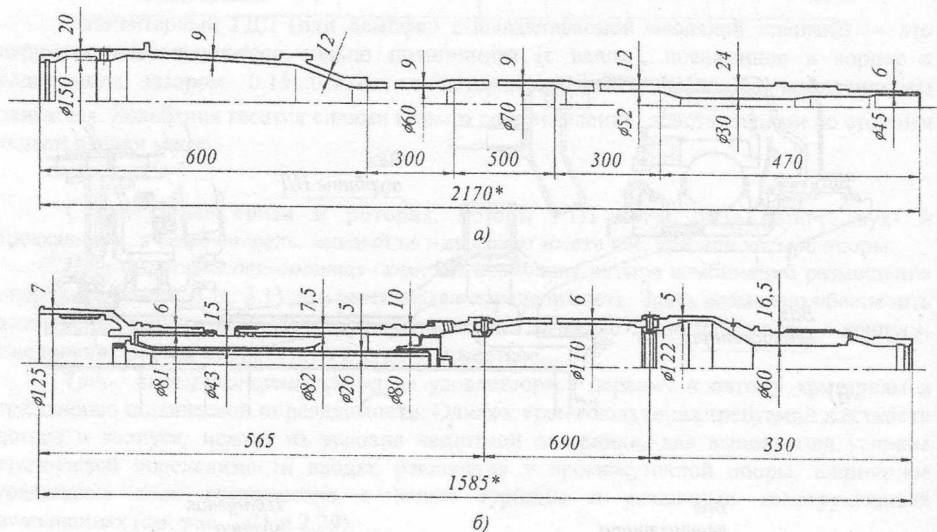


Рис. 2.30 Конструктивные формы валов: а) вал НД РВ6000; б) вал НД АЛ-31Ф

Статическая прочность валов определяется крутящим моментом и осевой силой. Иногда учитываются также изгибающий момент от дисбаланса и момент от эволюций самолёта.

Значения моментов рассчитываются по формулам:

$$M_{кр} = 9550 \frac{N}{n}, \text{ Н} \cdot \text{м}; \quad M_{л} = n^3 m g l; \quad M_{г} = J_{x_p} \omega \Omega; \quad M_{дисб} = m e \omega^2 l,$$

где $M_{кр}$ — крутящий момент;

$M_{л}$ — изгибающий момент от перегрузки;

$M_{г}$ — гироскопический момент;

$M_{\text{дисб}}$ — изгибающий момент от дисбаланса;

m — масса вала;

ω, Ω — частоты вращения ротора и объекта;

e — эксцентриситет центра масс вала;

l — плечо силы.

При расчёте статической прочности вала определяют запасы прочности по несущей способности. Разрушающий крутящий момент [21]

$$M_{\text{разр}} = 0,47W_{\text{кр}}\sigma_B(1,35\psi_K + K),$$

где $W_{\text{кр}}$ — момент сопротивления кручению;

σ_B — предел длительной прочности;

ψ_K — относительное сужение сечения при разрушении образца;

$$K = \frac{4}{3} \cdot \frac{1 - \alpha^3}{1 - \alpha^4} \text{ — коэффициент формы сечения;}$$

$$\alpha = \frac{d}{D} \text{ — отношение внутреннего диаметра к наружному.}$$

Коэффициент запаса по моменту разрушения $K = \frac{M_{\text{разр}}}{M_{\text{кр}}}$; $K > 2.0$.

Если валы имеют эвольвентные шлицы, то в них определяются:

$$\text{напряжения смятия} \quad \sigma_{\text{см}} = \frac{2M_{\text{кр}}}{mz^2lh\varphi};$$

$$\text{напряжения изгиба} \quad \sigma_{\text{и}} = \frac{6M_{\text{кр}}(D_r - D_i)}{mz^2lS_{\text{мин}}^2\varphi};$$

$$\text{напряжения среза} \quad \tau = \frac{2M_{\text{кр}}}{mz^2lS_{\text{н}}\varphi},$$

где D_r, D_i — диаметры окружности выступов и впадин;

$S_{\text{мин}}, S_{\text{н}}$ — минимальная толщина зуба у края и толщина зуба по делительной окружности (по хорде);

m, z — модуль и число шлиц;

l, h — длина и высота рабочей части шлиц;

$\varphi = 0.75$ — коэффициент, учитывающий неравномерность распределения нагрузки по шлицам.

Определяется и коэффициент запаса прочности по пределу выносливости.

Современные подходы к оценке прочности с использованием метода конечных элементов и теории пластичности позволяют оптимизировать конструкцию валов по запасам прочности и массе.

Опасность касания валов в трёхвальном роторе. При создании системы роторов трёхвального ТРДД конструктор сталкивается с дилеммой: действие крутящего момента и других сил требует увеличения диаметра вала, а рост степени двухконтурности и снижение расхода рабочего тела и диаметральных размеров ротора каскада ВД уменьшают пространство для размещения увеличенного диаметра вала НД (СД). Отсюда, зазоры между валами ВД, СД и НД достигают критических величин с точки зрения возможного касания при колебаниях вращающегося ротора (переход через резонанс на критической частоте, изгиб при эволюциях самолёта, колебания от кинематического возбуждения роторов НД и СД и др.).

При задевании валов происходит их разогрев, критическая деформация, разрушение и разъединение роторов компрессора и турбины.

Необходимы запасы по прогибам валов по режимам работы двигателя и при эволюциях основного объекта. Если они малы, а кардинальные переделки системы роторов невозможны, прибегают к мерам защиты от касания валов. Есть пример введения в конструкцию системы роторов двигателя ограничителей прогиба вала НД.

Ограничитель прогиба, называемый подшипник-бампер (рис. 2.31), представляет собой два кольца из материала МР, выполненных с использованием медной проволоки, с графитовым покрытием на поверхности контакта. При касании валов на поверхности вала НД остаётся засветление со следами контакта о подшипник-бампер. В этом случае подшипник-бампер подлежит замене, а вал заполнивается.

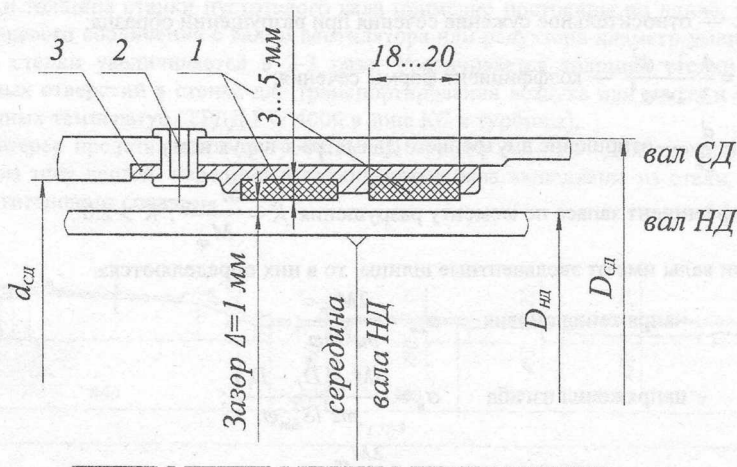


Рис. 2.31 Подшипник-бампер для ограничения прогиба вала НД в трехвальном ТРДД:
1 – упругие элементы подшипника-бампера; 2 – заклепки (8 шт.) для крепления подшипника-бампера на валу СД; 3 – подшипник-бампер (в сборе)

Защита от раскрутки роторов. При нарушении структурных связей ротора компрессора и ротора турбины или из-за разрушения стяжного устройства, или, как показано в предыдущем пункте, из-за разрушения самого вала при касании с другим, под действием высвободившейся энергии в виде крутящего момента, турбина резко увеличивает частоту вращения без ограничений. Ротор уходит в раскрутку. При этом начинают разрушаться лопатки и диски турбины, фрагменты которых обладают огромной разрушительной энергией. В условиях полёта самолёта это приводит к катастрофе.

Осевая сила, действующая на ротор турбины, при разъединении смещает его назад, роликовые подшипники опор турбины этому не препятствуют. Такое перемещение ротора используется для исключения повышения частоты вращения до опасных значений. Необходимо, чтобы осевые зазоры между ротором и статором в проточной части были меньше зазоров между деталями ротора и статора в центре ротора. Тогда лопатки ротора раньше коснутся лопаток статора, чем другие детали системы «ротор — статор» и, внедряясь в лопатки статора, создадут тормозящий момент. Ротор будет замедлять вращение.

На ряде двигателей (Тэй, BR-710 и др.) есть специальные устройства, которые при перемещении ротора турбины назад (при разрыве стяжки) через механическую тросовую связь отключают подачу топлива.

Уровень 2: 2.2 Силовая система корпуса

В силовую систему корпуса ГТД входят корпус редуктора, входное устройство, корпус компрессора и турбины, корпус камеры сгорания, выходное устройство и опоры ротора (рис. 2.2).

Функцией корпуса ГТД как силовой системы является формирование комплекса осевых газовых сил, которые в сумме с осевыми силами ротора составляют тягу двигателя, передаваемую через элементы подвески на летательный аппарат. На корпусе размещаются все агрегаты и системы двигателя.

Корпус нагружен внутренним давлением, крутящими и изгибающими моментами, инерционными силами, силами от температурных деформаций.

При восприятии этих нагрузок, главное требование к конструкции корпуса — жёсткость корпуса, которая определяет сохранность радиальных зазоров в компрессоре и турбине. Важная задача — герметичность корпуса по фланцевым соединениям, по местам отбора или подвода воздуха, различным лючкам. Важно понимать, что давление рабочего тела в определённых случаях может достигать $5...7$ МПа при температуре от 600 до 2000 К. Условия нагружения меняются по режимам. Жёсткость и соосность опор определяют, как показано ранее, динамическое состояние ротора и всего двигателя.

Обеспечение соосности опор ротора. Соосность опор ротора регламентируется допусковым смещением оси опор относительно геометрической оси двигателя $0.03...0.04$ мм (радиальное биение посадочных поверхностей для установки подшипников $0.06...0.08$ мм).

Выполнение этого требования зависит от точности изготовления посадочных мест для подшипников, центрирующих диаметров и торцев всех элементов корпуса и от технологии сборки корпуса. Иногда проводится предварительная, так называемая ложная сборка корпуса без ротора и с помощью специального приспособления — длинного стержня (скалки), укрепленного на внешнем базовом фланце, замеряются радиальные биения всех посадочных отверстий для подшипников. Если радиальные биения превышают допустимые значения, проводят смещение соответствующей детали корпуса в сторону уменьшения биения.

После достижения требуемых биений проводят развёртку отверстий для установок призонных болтов, которые фиксируют достигнутое взаиморасположение деталей корпуса и наносят метки «О» на всех сопрягаемых деталях, и корпус разбирают. При сборке двигателя (с ротором) детали корпуса устанавливают по меткам «О» и центрируют призонными болтами.

Максимальное облегчение конструкции ГТД привело к тому, что колебания отдельных его узлов нельзя рассматривать изолированно от всей системы. Таким образом, ГТД представляет сложную динамическую систему, способную совершать колебания различных видов. Изгибные колебания системы «ротор — корпус — подвеска» вызываются неуравновешенными центробежными нагрузками вращающихся роторов, несоосностями опор, технологическими несовершенствами соединительных узлов роторов, нарушениями центрирования деталей, температурными деформациями и т.д. Эти колебания определяют *общую вибрацию* двигателя. Общая вибрация двигателя определяется как вибрация силового корпуса.

Вызванные вибрацией силы дополнительно нагружают конструкцию и могут привести к её разрушению. От 40 до 80 % дефектов авиационных ГТД связаны с вибрацией.

При анализе жёсткости корпуса на изгиб и кручение есть сечение с минимальным моментом сопротивления этим деформациям. Это обычно стык корпуса КВД и камеры сгорания. Для устранения этого недостатка нашла широкое применение идея корпуса компрессора с двойной стенкой с переходом на наружный корпус камеры сгорания и

далее корпус турбины с двойной стенкой. Такое исполнение позволяет значительно уменьшить радиальные зазоры в компрессоре и турбине.

Узлы подвески двигателя располагаются в плоскости опор ротора, что позволяет минимизировать деформации корпуса компрессора и турбины (благодаря высокой жёсткости опор) и исключить влияние подвески на радиальные зазоры.

Важную роль поэтому играет жёсткость самих опор, устройство которых обеспечивает передачу осевых сил, действующих на ротор, через подшипники на корпус двигателя и далее на узлы подвески двигателя к самолету.

Уровень 2: 2.3. Подшипники

В анализируемой силовой схеме ГТД подшипники являются связующим звеном между силовой системой ротора и силовой системой корпуса. В авиационных двигателях используются подшипники качения — шариковые и роликовые 5, 4 и 2-го классов точности, в энергетических установках последнее время стали применять магнитные подшипники, не требующие смазки.

Шариковые подшипники являются радиально-упорными, воспринимающими осевые и радиальные силы, действующие на ротор. Таких подшипников в двух-, трёх- и четырёхпорном роторе — один. Остальные подшипники должны быть роликовыми, которые воспринимают только радиальные нагрузки от вращающегося ротора и допускают, что принципиально важно, осевые смещения ротора относительно статора, компенсируя разность тепловых деформаций ротора и корпуса.

Используются **два типа роликовых подшипников**. Они отличаются тем, что в одном случае (рис. 2.32а) бортики, удерживающие ролики, расположены на наружном кольце и центрирование сепаратора происходит по наружному кольцу, а в другом случае (рис. 2.32б) фиксация роликов и центрирование сепаратора осуществляются на внутреннем кольце.

В обоих случаях гладкое кольцо имеет большую длину, чтобы обеспечить осевые смещения ротора.

Для уменьшения диаметрального габарита опоры **внутреннее кольцо исключают совсем**. В этом случае ролики обкатывают цементируемую или азотируемую поверхность вала.

Центрирование сепаратора по наружному кольцу имеет некоторые положительные стороны:

- меньшее удельное давление на центрирующих поверхностях и меньшие относительные скорости на поверхности центрирования;
- стабильная балансировка («самоцентрирование») сепаратора в процессе работы;
- эффективные смазка и охлаждение всех элементов подшипника при подаче масла в большой зазор между сепаратором и внутренним кольцом и использование движения масла под действием центробежных сил.

Однако при таком способе центрирования требуется точнее оценивать радиальный зазор между сепаратором и наружным кольцом с учётом тепловых деформаций, деформаций от центробежных сил, чтобы исключить заклинивание сепаратора. Кроме того, сепаратор при таком центрировании удерживает случайно попавшие в масло инородные частицы: в результате — подшипник загрязняется, условия его работы ухудшаются.

При центрировании сепаратора по внутреннему кольцу исключаются недостатки первого способа центрирования, но затрудняется подвод масла через уменьшённый зазор между статором и внутренним кольцом, снижается эффект отвода тепла от сепаратора к кольцу.

Однако в настоящее время нашли применение подшипники, у которых сепаратор выполнен с **маслоприёмными канавками** (рис. 2.32 в), и недостаток, связанный с маслоподачей, исключается. Используются и другие приемы подвода масла.

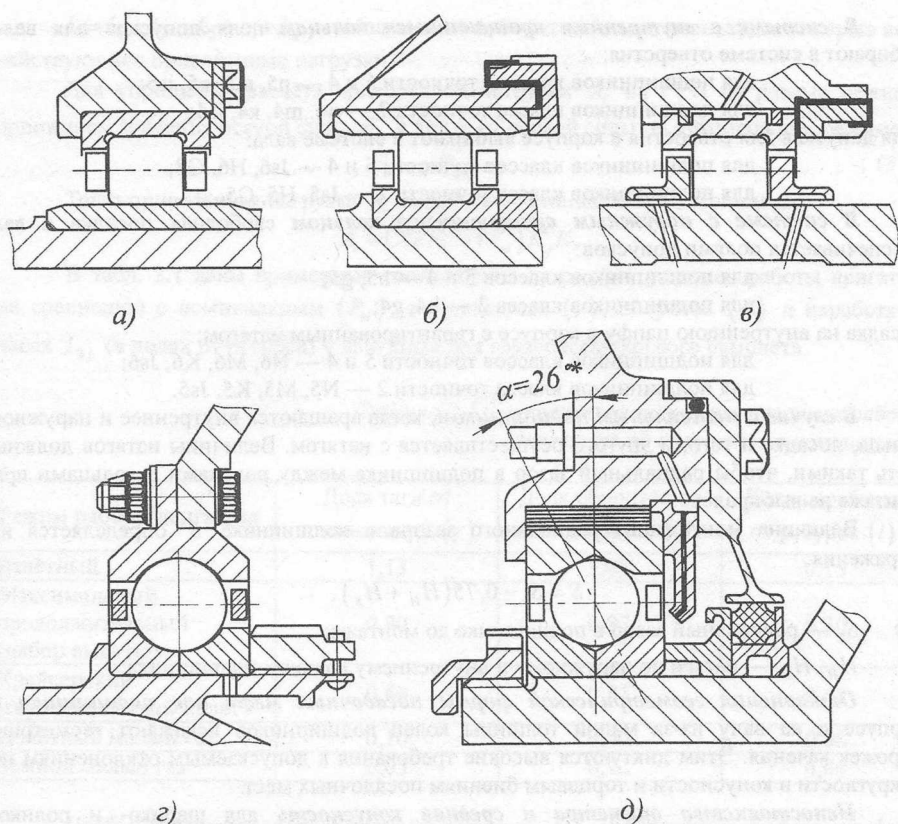


Рис. 2.32 Типы авиационных подшипников:

- а) роликовый подшипник с центрированием сепаратора по наружному кольцу;
- б) роликовый подшипник с центрированием сепаратора по внутреннему кольцу;
- в) роликовый подшипник с маслоприемными канавками в сепараторе;
- г) шариковый радиально-упорный подшипник с двухточечным контактом;
- д) шариковый радиально-упорный подшипник с трех- и четырехточечным контактом

Шариковый подшипник имеет радиус поперечной кривизны беговой дорожки больший, чем радиус шарика. Под действием осевой силы в подшипнике образуется угол контакта α (рис. 2.32 г), которым определяется допустимая величина осевой силы, воспринимаемой подшипником.

Увеличение угла контакта α и, следовательно, воспринимаемой осевой силы достигается применением подшипников с разъемным наружным или внутренним кольцом. Это подшипники трехточечного и четырехточечного контакта.

Разъем позволяет увеличить число шариков, углубить беговые дорожки и использовать неразъемный, более прочный сепаратор. Увеличение числа шариков уменьшает контактные напряжения, большая глубина канавок в кольцах даёт возможность получить увеличенный угол контакта α .

Установка подшипников на вал и в корпус выполняется в таком порядке: если кольцо подшипника (внутреннее или наружное) по условиям работы *вращается*, то оно должно быть посажено с *гарантированным натягом*; если же кольцо (наружное или внутреннее) *не вращается*, то оно должно устанавливаться *свободно*.

В системе с внутренним вращающимся кольцом поля допусков для вала выбирают в системе отверстия:

для подшипников классов точности 5 и 4 — n5, m5, k5, js5;

для подшипников класса точности 2 — n4, m4, k4, js4;

поля допусков для отверстия в корпусе выбирают в системе вала:

для подшипников классов точности 5 и 4 — Js6, H6, G8;

для подшипников класса точности 2 — Js5, H5, G5.

В системе с наружным вращающимся кольцом свободная посадка в вал обеспечивается полями допусков:

для подшипников классов 5 и 4 — h5, g5;

для подшипников класса 2 — h4, g4;

посадка на внутреннюю цапфу в корпусе с гарантированным натягом:

для подшипников классов точности 5 и 4 — N6, M6, K6, Js6;

для подшипников класса точности 2 — N5, M5, K5, Js5.

В случае с межвальным подшипником, когда вращаются внутреннее и наружное кольца, посадка и того, и другого осуществляется с натягом. Величины натягов должны быть такими, чтобы радиальный зазор в подшипнике между роликами и кольцами при монтаже не выбирался.

Величина монтажного радиального зазора в подшипнике S определяется из выражения:

$$S = S_0 - 0,75(H_H + H_B),$$

где S_0 — радиальный зазор в подшипнике до монтажа;

H_H, H_B — натяги по наружному и внутреннему кольцам подшипника.

Отклонения геометрической формы посадочных мест под подшипники в корпусе и на валу из-за малой толщины колец подшипников искажают геометрию дорожек качения. Этим диктуются высокие требования к допускаемым отклонениям по некрутости и конусности и торцевым биениям посадочных мест.

Непостоянство диаметра и средняя конусность для шарико- и роликоподшипников 5, 4 и 2-го классов точности должна составлять $\frac{1}{4}$ допуска на диаметр, а **торцевое биение** заплечиков валов относительно базового диаметра в среднем 0.01–0.004 мм и заплечиков корпусов — 0.023...0.008 мм, **шероховатость** для тех же классов точности на валу — 0.32...1.25 мкм, и в корпусе — 0.63...1.25 мкм.

Выбор подшипников. Расчёты нагружения подшипников и выбор подшипника проводятся в соответствии с принятыми стандартами и сводятся к определению **долговечности** подшипника, которая выражается числом миллионов оборотов L или числом часов L_h , определяющих наработку подшипника [22]:

$$L = \left(\frac{C}{A_{ЭКВ}} \right)^\alpha; \quad L_h = \frac{10^6 L}{60n}, \quad (1)$$

где $\alpha = 3$ для шарикоподшипников и $\alpha = 3.3$ для роликоподшипников.

Выражение (1) связывает **долговечность** L с **динамической грузоподъемностью** C (радиальная нагрузка, которую выдерживает подшипник при 1 млн. оборотов) и **эквивалентной нагрузкой** $A_{ЭКВ}$.

Особенность расчёта подшипников авиационных ГТД состоит в многорежимности его работы. Эквивалентная нагрузка в этом случае определяется по выражению

$$A_{ЭКВ} = \sqrt[3]{\frac{A_1^3 L_1 + A_2^3 L_2 + A_3^3 L_3 + \dots + A_n^3 L_n}{L}}, \quad (2)$$

где $A_1, A_2, A_3, \dots, A_n$ — приведенные нагрузки, действующие в течение $L_1, L_2, L_3, \dots, L_n$ млн. оборотов;

$L = L_1 + L_2 + L_3 + \dots + L_n$ – общее число оборотов (в миллионах), за которые действуют все приведенные нагрузки.

Для упрощения расчёта приведённой нагрузки A_i на РУП на разных режимах принимаем значения осевой силы F_{ai} в долях от осевой силы на номинальном режиме:

$$F_{ai} = \gamma F_{aH}. \quad (3)$$

Тогда приведённая нагрузка A_i найдётся по стандартному выражению:

$$A_i = (XVF_{ai} + YF_{ai}) K_\sigma K_T.$$

В табл. 2.1 даны примерные соотношения на разных режимах работы двигателя по сравнению с номинальным (P_H): тяг двигателя (γ), оборотов (β) и наработки в часах L_{hi} (в долях от ресурса) у двигателя для грузопассажирского самолёта.

Таблица 2.1 Соотношения на разных режимах работы двигателя по сравнению с номинальным

| Режим работы двигателя | Доля тяги от номинальной (γ) | Доля оборотов от номинальных (β) | Доля наработки от ресурса (l) |
|---|---------------------------------------|--|-----------------------------------|
| Взлётный | 1,13 | 1,03 | 0,15 |
| Максимальный продолжительный (набор высоты) | 0,90 | 0,97 | 0,30 |
| Крейсерский (горизонтальный полёт) | 0,60 | 0,81 | 0,45 |
| Полётный малый газ | 0,10 | 0,50 | 0,06 |
| Земной малый газ | 0,03 | 0,22 | 0,04 |

Чтобы определить эквивалентную нагрузку $A_{экр}$, используют график наработки двигателя на разных режимах полёта — профиль полёта, трансформируя тяги двигателя P_i в приведённые нагрузки A_i (по выражениям для F_{ai} и A_i). На рис. 2.33 дан такой график.

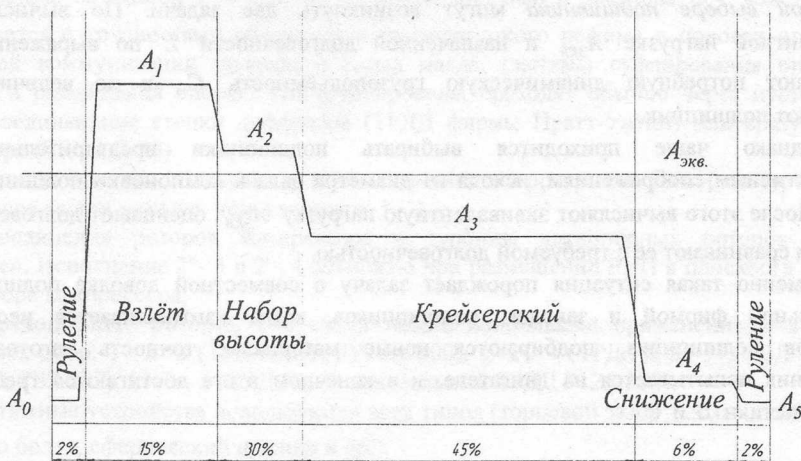


Рис. 2.33 Нарботка двигателя на разных режимах полёта – профиль полёта

На участках, где изменяется приведённая нагрузка (увеличивается или уменьшается приведённая тяга), её значение определяется по формулам:

$$A_{0-1} = \frac{A_{0(\min)} + 2A_{1(\max)}}{3};$$

$$A_{3-4} = \frac{2A_{3(\min)} + A_{4(\max)}}{3}.$$

Результаты заносятся в табл. 2.2.

Таблица 2.2 Результаты расчета

| Режим работы двигателя | Осевая сила, F_{A1}, H | Приведенная нагрузка, A_1, H | Обороты, n_1 | Наработка $L_{H1}, ч$ | Наработка $L_{H1}, млн.об$ |
|---|--------------------------|--------------------------------|----------------|-----------------------|----------------------------|
| Взлётный | | | | | |
| Максимальный продолжительный (набор высоты) | | | | | |
| Крейсерский (горизонтальный полёт) | | | | | |
| Полётный малый газ | | | | | |
| Земной малый газ | | | | | |

При выборе роликовых подшипников порядок сохраняется таким же, как при отсутствии осевой силы.

При выборе подшипника могут возникнуть две задачи. По вычисленной эквивалентной нагрузке $A_{ЭКВ}$ и назначенной долговечности L по выражению (1) определяют требуемую динамическую грузоподъёмность C , и по величине C подбирают подшипник.

Однако чаще приходится выбирать подшипники предварительно по конструктивным соображениям, исходя из диаметра вала и компоновки подшипника в опоре. После этого вычисляют эквивалентную нагрузку $A_{ЭКВ}$, оценивают долговечность в часах и сравнивают её с требуемой долговечностью.

Именно такая ситуация порождает задачу о совместной доводке подшипника двигательной фирмой и заводом подшипников, когда изготавливается несколько вариантов подшипника, подбираются новые материалы, точность изготовления. Подшипник испытывается на двигателе, и в конечном итоге достигаются требуемые характеристики L и C .

Уровень 3: Структурные связи элементов роторов и корпусов

3.1. Анализ связей одно-, двух- и трёхвалных роторов

3.1.1. Одновалные роторы (рис. 2.34 и табл. 2.3) могут быть двух-, трёх- и четырёхопорными.

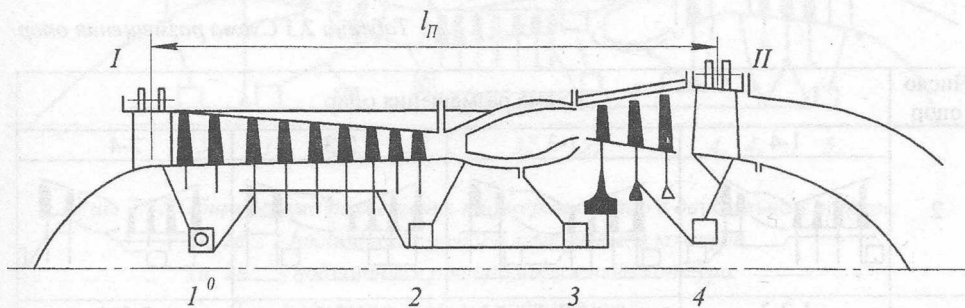


Рис. 2.34 Общая схема размещения и нумерации опор в одновальном роторе:
I, II — передний и задний пояса подвески двигателя к самолету;
1° — радиально-упорный подшипник; $l_{\text{П}}$ — расстояние между поясами подвески

Двухопорные роторы. Ранее уже отмечалось преимущество таких роторов — они моделируются статически определенной двухопорной балкой с малым нагружением ротора и корпуса при допустимой несоосности 0,03...0,04 мм. Несοοсность приводит лишь к изменению наклона оси вращения.

Возможность упрощения и облегчения конструкции, упрощение маслосистемы и системы суфлирования опор, снижение требований к точности сборки — это главный стимул в попытках использовать такую схему.

В выполненных конструкциях наиболее часто используются схемы 1°-4 (газогенераторы ТВаД ТВ-0-100, ТВД НК-123 ВР) и 1°-3 (подъемный ТРД РД36-35 ФВ), что диктуется стремлением установить РУП в «холодном» месте.

Наибольшие споры вызывает вариант 1°-3. Действительно, добиваясь меньшего по сравнению со схемой 1°-4 расстояния между опорами и повышая $\omega_{\text{кр}}$, конструктор сталкивается с трудностями обеспечения температурного режима в полости опоры, с проводкой коммуникаций подвода и слива масла, системы суфлирования опоры и наддува и охлаждения опоры. Эти трубопроводы проходят обычно через пустотелые ребра, соединяющие стенки диффузора (ТРДД фирмы Пратт-Уитни) или сразу после диффузора (ТРДД Д-30).

Однако отметим, что диаметр вала, соединяющий ротор компрессора и турбины, в этом случае всегда меньше, чем в варианте 1-4.

Соединения роторов компрессора и турбины двухопорных роторов всегда «жесткие». Исполнение 2°-3 и 2°-4 возможно при размещении РУП в плоскости центра масс ротора компрессора.

Трёхопорные роторы. Эта схема нашла наибольшее применение и в таких сочетаниях опор: 1-2°-3 (ТРД АМ-3, РУ19А-300), 1-2°-4 (ТРД РД 36-51, ТВД АИ-20, 24, ТВаД ТВ2-117), 1°-2-3 (ТВД НК-4, одновальный ТРДД Р125-300).

Стяжные устройства используются всех типов (торцевой зазор 0,3 мм по буртику стяжного болта, сферический шарнир и др.).

Четырёхопорные роторы. Такая схема используется редко. В табл. 2.3 представлен четырёхопорный ротор ТВД НК-12 (1954 г.), выполненный по схеме 1-2°-3-4 с разбегом валов у опоры 2. Система дважды статически неопределима.

В процессе доводки двигателя проявился отрицательный эффект проскальзывания роликов относительно беговых дорожек подшипника опоры № 3, что возможно при малых радиальных нагрузках. Чтобы обеспечить достаточную радиальную силу на подшипник на всех режимах работы двигателя, был сделан «излом» оси ротора в зоне опоры № 3 — подшипник был смещён относительно геометрической оси примерно на 1.0 мм.

Таблица 2.3 Схема размещения опор

| Число опор | Схема размещения опор | | | |
|------------|-----------------------|-------|-------|-------|
| | 1-4 | 1-3 | 2-3 | 2-4 |
| 2 | | | | |
| 3 | 1-2-3 | 1-2-4 | 1-3-4 | 2-3-4 |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |

3.1.2 Двухвальные роторы. На рис. 2.35 на силовой схеме ТРДД с двухвальным ротором показаны все возможные варианты расположения опор. Отмечен и вариант, когда перед вентилятором располагается входной направляющий аппарат (ВНА), лопатки которого используются как стойки опоры (опора $1'_H$). Вентилятор с ВНА применялся на двигателях третьего поколения (1960-1970 гг.), когда число ступеней вентилятора доходило до 3...4 ($\pi_B^* = 2.5$, $\pi_{K\Sigma}^* = 14...20$, $m = 1...2.5$, $T_r^* = 1250...1450 K$, $C_{y0} = 0,73...0,83 \text{ кг/даН} \cdot \text{ч}$).

Начиная с 70-х годов прошлого столетия произошёл качественный скачок в достижении параметров ГТД — были созданы двигатели четвёртого поколения (1970-1985 гг., $\pi_B^* = 1.7$, $\pi_{K\Sigma}^* = 25...35$, $m = 4...8$, $T_r^* = 1450...1650 K$, $C_{y0} = 0,59...0,67 \text{ кг/даН} \cdot \text{ч}$).

Это явилось одним из кардинальных решений по снижению шума двигателей.

Дальнейшее увеличение параметров качества двигателя отмечается на двигателях пятого поколения (1985-2005 гг., $\pi_B^* = 1.6$, $\pi_{K\Sigma}^* = 30...50$, $m = 6...15$, $T_r^* = 1650...1900 K$, $C_{y0} = 0,53...0,57 \text{ кг/даН} \cdot \text{ч}$).

Эта эволюция ТРДД показана на ряде двигателей в табл. 2.4, где даны основные выходные характеристики и геометрические параметры (диаметр и длина двигателя, расстояние между опорами и плоскостями подвески и др.).

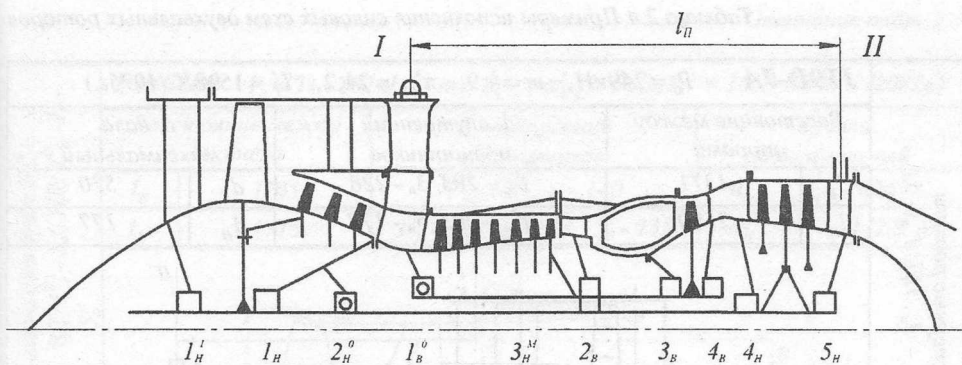


Рис. 2.35 Общая схема размещения и нумерации опор в двухвальном роторе:

$1_в, 2_в...$ - подшипники ротора внутреннего контура;

$1_н, 2_н...$ - подшипники ротора наружного контура;

$1'_в, 2'_в$ - радиально-упорные подшипники;

$3^М_Н$ - межвальный подшипник;

$1'_н$ - подшипник ротора наружного контура в варианте с ВНА;

I, II - передний и задний пояса подвески двигателя к самолету;

$l_П$ - расстояние между поясами подвески

Силовая схема **ТРДД JT9D** с двухопорным ротором ВД ($1'_в - 3_в$) и двухопорным ротором НД ($1'_н - 5_н$) является примером смелого неординарного решения (это 1960 - 1970 гг.) - ТРДД с минимально возможным числом опор. Однако 11-ступенчатый компрессор ВД, камера сгорания большой длины (с плавным диффузором), 6-ступенчатая турбина с задним расположением опоры ТНД предопределили расстояние между плоскостями подвески около 2.5 м, что при минимальном диаметре корпуса в «тали» 716...720 мм создало проблему недостаточной жёсткости корпуса и сохранения радиальных зазоров по ресурсу. В последующих двигателях семейства PW 2000, PW 4000, PW 6000 и др. ротор НД имеет три опоры.

ТРДД НК-86. Силовая схема соответствует формуле — двухопорный ротор каскада ВД ($1'_в - 4^М_в$) с межвальным подшипником и трёхопорный ротор каскада НД ($1'_н - 2''_н - 5_н$). Радиально-упорные подшипники роторов ВД и НД размещены в средней опоре, в плоскости этой опоры находится и передний пояс подвески двигателя. Задний пояс располагается в плоскости задней опоры турбины. Стяжное устройство роторов каскада ВД — фланцевое болтовое соединение с помощью вала-бочки, роторов каскада НД — шлицевые соединения со стяжным болтом у опоры $2''_н$.

В силовой схеме **ТРДД АИ-25** выделим отсутствие ВНА вентилятора, двухопорный ротор ВД ($1'_в - 3_в$) и четырёхопорный ротор каскада НД ($1'_н - 2_н - 3^М_н - 5_н$). Стяжное устройство роторов каскада НД, состоящее из стяжного болта и шлицевой муфты, позволяет связать двухопорный ротор компрессора НД с двухопорным ротором турбины НД.

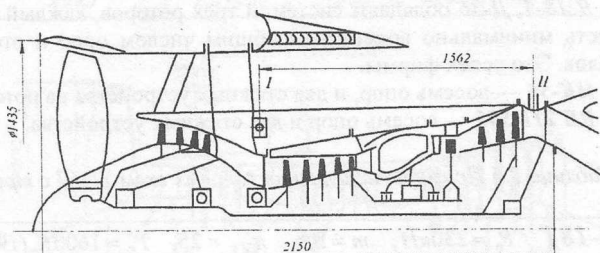
Отметим, что отсутствие ВНА в трёхступенчатом вентиляторе на снижение шума влияния не оказывает.

Таблица 2.4 Примеры исполнения силовых схем двухвальных роторов

| | | | | |
|---|---|------|--|-----------------------|
| Двухвальные роторы ВД: $1^0_{\text{в}} - 3_{\text{в}}$, НД: $1^0_{\text{н}} - 5_{\text{н}}$ | JT9D-7A $P_0 = 249 \text{кН}$, $m = 4,9$, $\pi_{\text{КС}}^* = 24,2$, $T_{\text{Г}}^* = 1598 \text{К}$ (1975г.) | | | |
| | Расстояние между опорами | | d внутренних подшипников | d вала максимальный |
| | $l_{\text{В}}$ | 1371 | $1^0_{\text{в}} - 203$, $3_{\text{в}} - 228$ | $d_{\text{В}}$ 570 |
| | $l_{\text{Н}}$ | 2590 | $1^0_{\text{н}} - 203$, $5_{\text{н}} - 177$ | $d_{\text{Н}}$ 177 |
| | | | | |
| Трехвальные роторы НД ВД: $1^0_{\text{в}} - 4^{\text{м}}_{\text{в}}$, НД: $1^{\text{н}} - 2^{\text{н}}_{\text{н}} - 5_{\text{н}}$ | НК-86 $P_0 = 127,5 \text{кН}$, $m = 1,18$, $\pi_{\text{КС}}^* = 12,83$, $T_{\text{Г}}^* = 1260 \text{К}$ (1987г.) | | | |
| | Расстояние между опорами | | d внутренних подшипников | d вала максимальный |
| | $l_{\text{В}}$ | 1835 | $1^0_{\text{в}} - 160$, $4^{\text{м}}_{\text{в}} - 190$ | $d_{\text{В}}$ 500 |
| | $l_{\text{Н}}$ | 2280 | $1^{\text{н}} - 120$, $2^0_{\text{н}} - 150$, $5_{\text{н}} - 130$ | $d_{\text{Н}}$ 150 |
| | | | | |
| Четырехвальная схема НД ВД: $1^0_{\text{в}} - 3_{\text{в}}$, НД: $1^0_{\text{н}} - 2_{\text{н}} - 3^{\text{м}}_{\text{н}} - 5_{\text{н}}$ | АИ-25 $P_0 = 14,7 \text{кН}$, $m = 2,2$, $\pi_{\text{КС}}^* = 8$, $T_{\text{Г}}^* = 1145 \text{К}$ (1967г.) | | | |
| | Расстояние между опорами | | d внутренних подшипников | d вала максимальный |
| | $l_{\text{В}}$ | 672 | $1^0_{\text{в}} - 75$, $3_{\text{в}} - 80$ | $d_{\text{В}}$ 368 |
| | $l_{\text{Н}}$ | 1318 | $1^0_{\text{н}} - 65$, $2_{\text{н}} - 50$, $3^{\text{м}}_{\text{н}} - 50$, $5_{\text{н}} - 65$ | $d_{\text{Н}}$ 57,8 |
| | | | | |

PW6000 $P_0 = 71-107 \text{кН}$, $m = 5,4$, $\pi_{\text{КС}}^* = 31,2$, $T_{\text{Г}}^* = 1650-1700 \text{ К}$ (2002г.)

| Расстояние между опорами | | d внутренний подшипников | d вала максимальный | |
|--------------------------|------|----------------------------------|-----------------------|-------|
| l_B | 1105 | $1^0 - 100, 3_в - 140$ | d_B | 626 |
| l_H | 1715 | $1^0 - 180, 2_н - 70, 5_н - 135$ | d_H | 142,8 |



ТРДД PW 6000 (ротор ВД, формула: $1^0 - 3_в$; ротор НД, формула: $1_н - 2^0 - 5_н$).

Сохранена традиционная компоновка ротора ВД с опорой перед турбиной. Главное новшество — трёхопорный ротор без разъёма, выполненный в компоновке: шариковый радиально-упорный подшипник расположен между двумя крайними опорами, выполненными с гидродинамическими демпферами. Радиальный зазор в гидродинамическом демпфере составляет 0.15...0.3 мм.

Однако вопрос обеспечения статической определимости трёхопорного ротора при неразъёмном вале требует объяснения.

Итог. В современных двухвальных ТРДД утвердилась силовая схема с двухопорным ротором ВД и трёхопорным ротором НД.

3.1.3 Трёхвальные роторы. На рис. 2.36 на силовой схеме ТРДД с трёхвальным ротором показано возможное расположение и нумерация опор.

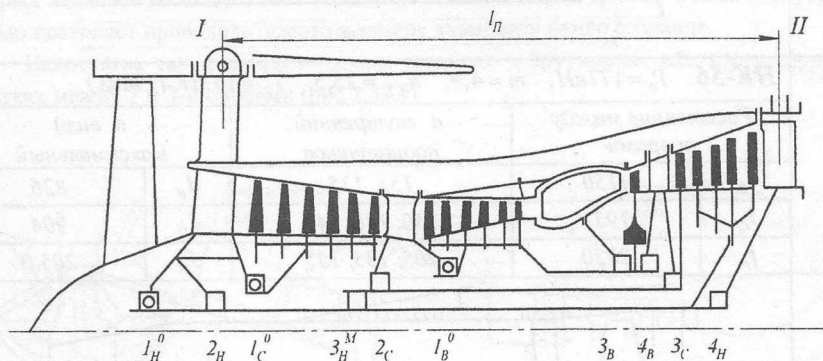


Рис. 2.36 Общая схема размещения и нумерации опор в трёхвальном роторе:

$1_в, 2_в, \dots$ - подшипники ротора каскада высокого давления;
 $1_с, 2_с, \dots$ - подшипники ротора каскада среднего давления;
 $1_н, 2_н, \dots$ - подшипники ротора каскада низкого давления;
 $1_в^0, 2_с^0, 3_н^0$ - радиально-упорные подшипники; $3_н^М$ - межвальный подшипник; I, II - передний и задний пояса подвески двигателя к самолету; $l_П$ - расстояние между поясами подвески

Три фирмы освоили проектирование ТРДД трёхвальной схемы: ЗМКБ «Прогресс» (Д-36, Д-18Т), СНТК имени Н.Д. Кузнецова (НК-25, НК-321, НК-56, НК-93), фирма Роллс-ройс (RB 211, Трент, RB 199).

Преимущества схемы — разделение компрессора на три каскада, увеличение жёсткости системы роторов и корпусов, а за этим — сохранение заданных радиальных зазоров в течение ресурса и экономичности двигателя. Но достигается это усложнением конструкции. Число опор ротора увеличивается до 6...9.

В табл. 2.5 даны параметры и геометрические характеристики двигателей каждой из вышеназванных фирм.

ТРДД Д-18-Т, Д-36 обладают системой трёх роторов, каждый из которых на двух опорах, то есть минимально возможным общим числом опор и отсутствием стяжных устройств валов. Это успех фирмы.

ТРДД НК-56 — восемь опор, и два стяжных устройства на роторах СД и НД.

ТРДД RB 211-535 — восемь опор и два стяжных устройства.

Таблица 2.5 Примеры исполнения силовых схем ТРДД с трехвальным ротором

| | | | | |
|--|--|------|-----------------------------|-----------------------|
| Двухроторные роторы ВД, СД и НД ВД: $l_6^0 - 4_6$; СД: $l_C^0 - 3_C$; НД: $l_n^0 - 4_n$ | Д-18Т $P_0 = 230\text{кН}$, $m = 5,6$, $\pi_{k\Sigma}^* = 25$, $T_r^* = 1600\text{К}$ (1977г.) | | | |
| | Расстояние между опорами | | d внутренний подшипников | d вала максимальный |
| | l_B | 590 | $l_6^0 - 140$, $4_6 - 130$ | d_B 612 |
| | l_C | 1229 | $l_C^0 - 175$, $3_C - 130$ | d_C 738 |
| | l_H | 1712 | $l_n^0 - 200$, $4_n - 105$ | d_H 146,0 |
| | | | | |
| Трехроторные роторы СД и НД | НК-56 $P_0 = 177\text{кН}$, $m = 4,9$, $\pi_{k\Sigma}^* = 25,5$, $T_r^* = 1571\text{К}$ (1980г.) | | | |
| | Расстояние между опорами | | d внутренний подшипников | d вала максимальный |
| | l_B | 1150 | 155, 135 | d_B 826 |
| | l_C | 1931 | 150, 180, 140 | d_C 904 |
| | l_H | 2820 | 205, 135, 135 | d_H 205,0 |
| | | | | |

RB.211-524 $P_0 = 24 \text{ кН}$, $m = 4,4$, $\pi_{к\sum}^* = 29$, $T_r^* = 1550 \text{ К}$ (1976г.)

Расстояние между
опорами

d внутренних
подшипников

d вала
максимальный

l_B

1050

$1^0_{в-225}$, $4_{в-225}$

d_B

885

l_C

2025

1_c-250 , 2^0_c-220 , 3_c-225

d_C

1086

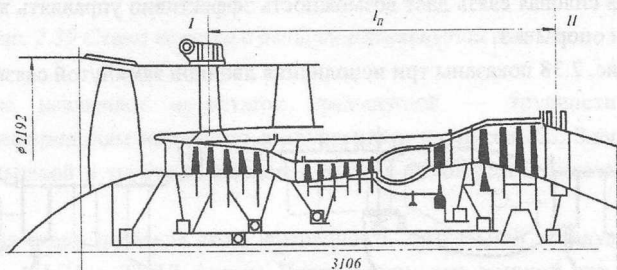
l_H

2595

1^0_H-235 , $2^{0м}_H-235$, 4_H-180

d_H

115,2



Трёхопорные роторы ВД и СД
ВД: НД: СД:

3.2 Структурные связи корпусов одно-, двух- и трёхвальных ГТД

3.2.1 Корпусы одновальных ГТД. Утвердилась классификация корпусов, основой которой являются связи корпуса компрессора и корпуса турбины. Различают схемы с внутренней связью, с внешней связью, с двойной замкнутой связью и двойной разомкнутой связью.

Схема с внутренней связью. Связь между корпусом компрессора и турбины осуществляется с помощью конической оболочки. Такая схема была реализована в силовой схеме двигателя с центробежным компрессором НИН, ВК-1, особенностью которых является использование индивидуальных камер сгорания. Схема с внутренней связью позволяет проводить осмотр и замену элементов камер сгорания.

Недостаток такой схемы — малая изгибная и крутильная жёсткость корпуса на участках между 2 и 3-й опорами (рис.2.37,а).

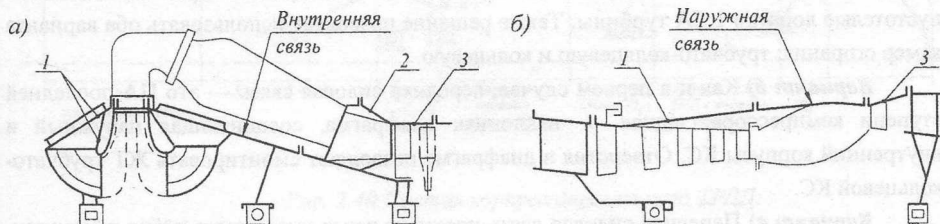


Рис. 2.37 Схема корпуса с внутренней и наружной связью:

а) с внутренней связью; б) наружной связью;

1 - корпус компрессора; 2 - газосборник; 3 - корпус турбины

Схема с наружной связью. Силовая связь между корпусом компрессора и турбиной осуществляется через наружный корпус камеры сгорания. Такое решение позволяет значительно увеличить жёсткость корпуса при той же массе и использовать камеры сгорания как трубчато-кольцевого, так и кольцевого типа (рис. 2.37,б).

Связь с замкнутой двойной связью. В этом варианте наружный и внутренний корпуса камеры сгорания соединены жёстко в двух сочетаниях: в зоне диффузора камеры сгорания или последнего направляющего аппарата компрессора и в зоне первого соплового аппарата турбины.

Такая силовая связь даёт возможность эффективно управлять жёсткостью корпуса в плоскости опор 2 и 3.

На рис. 2.38 показаны три исполнения двойной замкнутой связи:

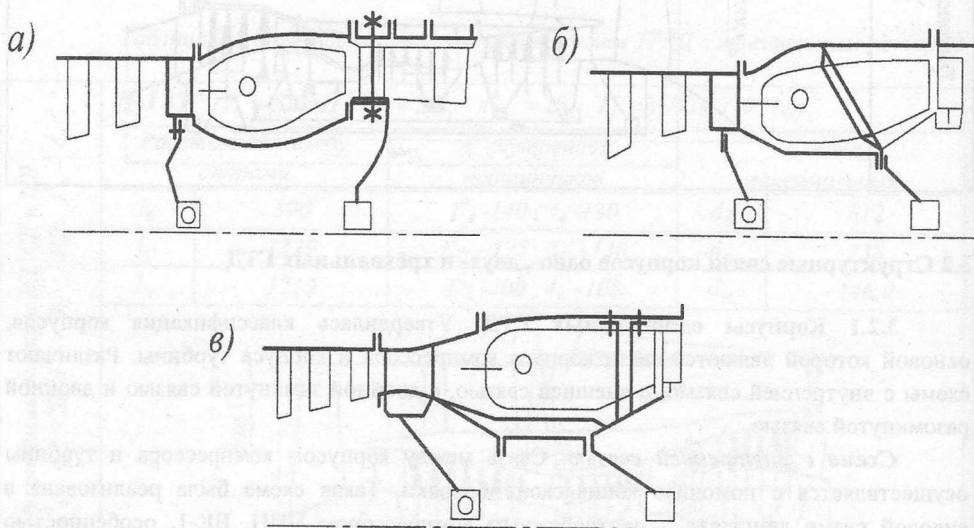


Рис. 2.38 Схема корпуса с двойной замкнутой связью:

а) ТРДФ Р11Ф2-300; б) ТРДД Д-30; в) ТРДД «Тэй»

Вариант а) Передняя силовая связь осуществляется через последний НА, вторая, задняя силовая связь — через силовые болты, проходящие через охлаждаемые пустотелые лопатки 1 СА турбины. Также решение позволяет использовать оба варианта камер сгорания: трубчато-кольцевую и кольцевую.

Вариант б) Как и в первом случае, передняя силовая связь — это НА последней ступени компрессора, задняя — наклонная диафрагма, соединяющая наружный и внутренний корпуса КС. Отверстия в диафрагме позволяют смонтировать ЖТ трубчато-кольцевой КС.

Вариант в) Передняя силовая связь проходит через пустотелые рёбра жёсткости, соединяющие стенки диффузора, задняя — состоит из стоек (пустотелых труб), соединяющих внутренний и наружный корпуса КС.

Как видно, в двух последних вариантах ограничивается выбор типа КС.

Двойная разомкнутая связь (рис. 2.39). Она отличается от схемы с двойной замкнутой связью отсутствием задней связи перед 1 СА турбины.

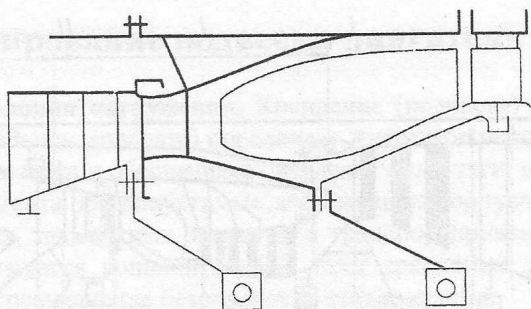


Рис. 2.39 Схема корпуса с двойной разомкнутой связью

Такая схема исключает недостаток предыдущей — трудности теплового согласования по деформациям наружного и внутреннего корпусов КС. Здесь возможно использование кольцевой и трубчато-кольцевой КС. Но усложняется задача управления жёсткостью опор.

Однако такая схема показала свою жизнеспособность длительной эксплуатацией ТВД НК-12МВ, АИ-20, АИ-24 и ТРДД фирмы Пратт-Уитни, для которой эта схема стала визитной карточкой.

3.2.2 Корпусы двухвальных и трёхвальных ТРДД. Анализируя силовые системы корпусов ТРДД и ТРДДФ, можно заключить, что рассмотренные выше силовые системы корпусов одновальных ГТД являются базой для формирования силовых систем корпусов двух- и трёхвальных ТРДД и ТРДДФ.

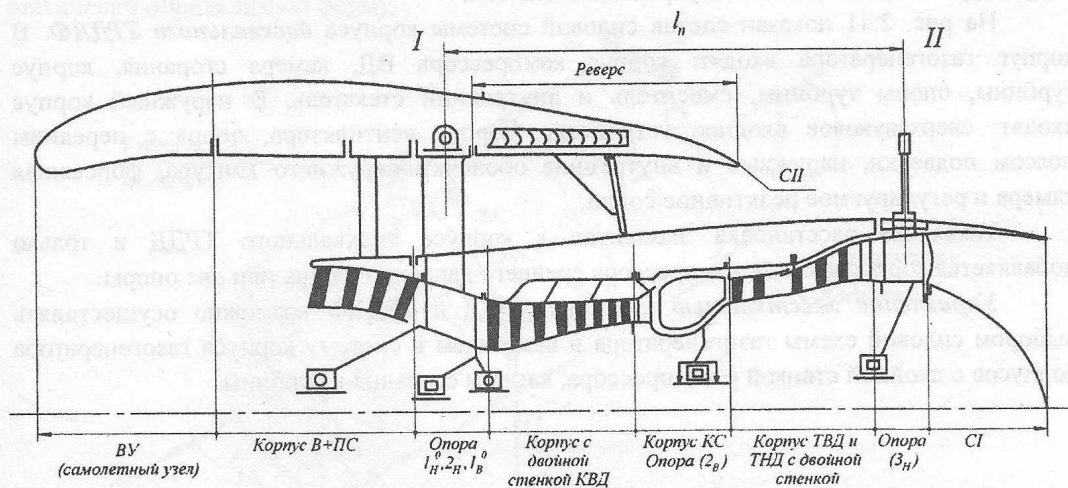


Рис. 2.40 Состав корпуса двухвального ТРДД:

I, II — передний и задний пояса подвески;

l_{II} — расстояние между поясами подвески

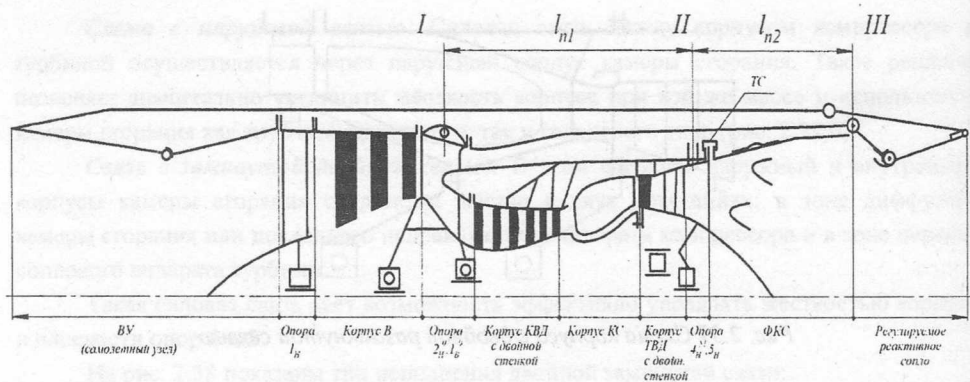


Рис. 2.41 Состав корпуса двухвального ТРДДФ:

I, II – соответственно передний, задний пояса и III – дополнительный пояс подвески двигателя к самолету;

l_{II1} , l_{II2} – расстояние между поясами подвески;

ТС – телескопическое соединение блока ФК и РС

с корпусом двигателя

В состав корпуса *двухвального ТРДД* (рис.2.40) входит как основа корпус газогенератора — это внутренний контур. По наружному контуру: дозвуковое входное устройство, корпус вентилятора и подпорных ступеней, опора с разделителем потоков, оболочки наружного контура и наружное реактивное сопло. А в состав корпуса газогенератора входят: компрессор ВД, камера сгорания, корпус турбины (ТВД и ТНД), опоры турбины, смеситель и внутренний стекатель.

На рис. 2.41 показан состав силовой системы корпуса *двухвального ТРДДФ*. В корпус газогенератора входят: корпус компрессора ВД, камера сгорания, корпус турбины, опоры турбины, смеситель и внутренний стекатель. В наружный корпус входят: сверхзвуковое входное устройство, корпус вентилятора, опора с передним поясом подвески, наружные и внутренние оболочки наружного контура, форсажная камера и регулируемое реактивное сопло.

Такая же расстановка элементов в корпусе *трёхвального ТРДД* и только добавляется корпус каскада компрессора среднего давления и одна или две опоры.

Управление жёсткостью корпусов ТРДД и ТРДДФ возможно осуществлять выбором силовой схемы газогенератора и введением в систему корпуса газогенератора корпусов с двойной стенкой у компрессора, камеры сгорания и турбины.

2.2 Проектирование подвески двигателя на самолёте

Функции и условия нагружения. Крепление (подвеска) двигателя на самолёте (или на другом летательном аппарате) определяет требуемое положение оси двигателя в системе координат самолёта и обеспечивает передачу силы тяги, веса двигателя, боковой силы и крутящего момента при допустимых деформациях корпуса.

Для монтажных, такелажных операций и транспортировки двигателя на силовом корпусе предусматриваются дополнительные узлы крепления, делаются специальные приспособления, обеспечивающие безопасность этих операций.

Проектирование подвески двигателя связано воедино с выбором конструкции его силового корпуса. При малой жёсткости силового корпуса его деформации могут быть причиной потери работоспособности и отказов элементов двигателя.

Восприятие силы тяги в узлах подвески, инерционные силы и моменты, возникающие при эволюциях самолёта, воздействуя на корпус, вызывают овализацию круглого сечения корпуса, искажение радиальных зазоров в тракте компрессора и турбины, в уплотнениях опор ротора. Это снижает КПД двигателя, нарушает работу системы охлаждения и маслосистемы опор и системы разгрузки РУП, приводит к раскрытию фланцевых соединений корпуса и повышению температуры в подкапотном пространстве, где размещены элементы жизненно важных систем управления двигателя, систем контроля и др.

Деформации силового корпуса приводят к ухудшению условий работы подшипников из-за изменения зазоров в них и перекосов колец, к нарушению работы шлицевых соединений и зубчатых передач из-за смещений и перекосов.

Подвеска двигателя представляет собой пространственную стержневую систему-ферму, стержни которой соединены шарнирно, нагружены силами, приложенными в узлах, и испытывают деформации растяжения и сжатия.

Крепление двигателя (рис. 2.42) осуществляется в двух плоскостях, перпендикулярных оси двигателя, что позволяет в большинстве случаев реализовать статически определимую ферму.

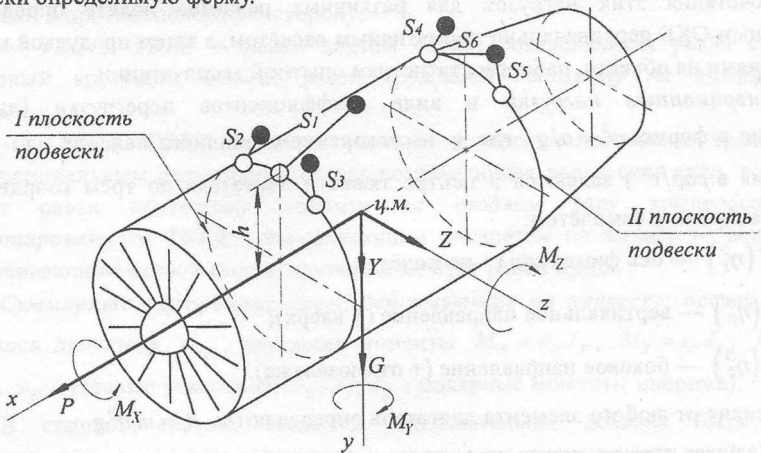


Рис. 2.42 Схема и нагружение подвески двигателя на самолёте:

- S_1 - стержень, воспринимающий тягу двигателя;
- S_2, S_3 - стержни, воспринимающие вес двигателя, $M_{кр}$;
- S_1, S_1, S_1 - система стержней, воспринимающих вес двигателя, боковую силу и $M_{кр}$;
- - точка крепления стержня на пилоне самолёта;
- - точка крепления стержня на корпусе двигателя

В статически определимой ферме упрощается определение усилий в узлах, кроме этого возможно избежать лишних нагрузок на двигатель, связанных с тепловыми расширениями его силового корпуса и смещений подвески, а также с деформациями силовых конструкций самолёта.

В то же время возможности науки о прочности современной вычислительной техники позволяют проектировать и *статически неопределимые системы* подвески, которые позволяют повысить жёсткость корпуса двигателя за счёт включения в совместную работу конструкций пилона и других деталей конструкции самолёта.

Передний узел подвески располагается вблизи центра масс двигателя, что уменьшает изгибающий момент, действующий на корпус двигателя. *Центр масс двигателя* при степени двухконтурности $m=1...3$ располагается посередине между поясами подвески $(l_{\Pi}/2)$, при $m \geq 5...10$ на расстоянии $(0,25...0,2)l_{\Pi}$ от переднего пояса. *Задний узел подвески* стремятся отнести от переднего на возможно большее расстояние, чтобы уменьшить величину реакций сил от гироскопического момента роторов при эволюциях самолёта.

Рассмотрим систему сил, действующих на подвеску. Они разделяются на внешние и внутренние.

Внешние нагрузки:

- инерционные нагрузки, в том числе гироскопические моменты роторов при эволюциях самолёта; боковые силы возникают, например, при повороте самолёта относительно оси X;
- аэродинамические нагрузки с внешних обводов мотогондолы;
- аэродинамические нагрузки, связанные с неосевым входом рабочего тела в вентилятор, винтовентилятор, винт (косой обдув).

Сочетания этих нагрузок для различных режимов полёта определяются самолётным ОКБ первоначально нормативным расчётом, а затем продувкой моделей, измерениями на объекте, набором статистики опытной эксплуатации.

Инерционные нагрузки в виде коэффициентов перегрузки (линейные ускорения в форме $\eta^3 = a/g$, где g — ускорение свободного падения или угловые ускорения в $рад/c^2$) задаются в центре тяжести двигателя по трём координатным осям, связанным с самолётом:

$X(\eta_x^3)$ — ось фюзеляжа (+ по полёту);

$Y(\eta_y^3)$ — вертикальное направление (+ вверх);

$Z(\eta_z^3)$ — боковое направление (+ от фюзеляжа).

Усилия от любого элемента двигателя определяются $R_i = m_i \eta^3 g$.

Задаются также угловые ускорения для силовой установки:

$$\varepsilon_x = 0,04, \quad \varepsilon_y = 0, \quad \varepsilon_z = 0,041 \frac{рад}{c^2}.$$

Для получения гироскопических моментов роторов задаются угловые скорости объекта при эволюциях относительно осей Y и Z для боевых самолётов — $\omega_x = 0,2 \frac{рад}{c}$; $\omega_y = 0$; $\omega_z = 0,203 \frac{рад}{c}$ (для гражданских самолётов они ниже).

Аэродинамические нагрузки задаются либо в виде распределения статических давлений по внешним обводам силовой установки, либо в виде равнодействующих сил и моментов в центре силовой установки. Суммарные внешние нагрузки, действующие на стержни подвески: силы P_X^{BH} , P_Y^{BH} , P_Z^{BH} , крутящие моменты M_X^{BH} , M_Y^{BH} , M_Z^{BH} , гироскопический момент $M_{звр}$.

Внутренние нагрузки относятся к двигателю и связаны с реализацией рабочего цикла. Учитывается то, что взаимодействие деталей двигателя с рабочим телом происходит в основном в осесимметричных конструкциях, используют интегральные характеристики внутренних нагрузок: *радиальные силы, осевые силы, крутящие моменты и сила веса двигателя. Радиальные силы* могут быть взаимно уравновешенными и неуравновешенными. В последнем случае возникают внутренние поперечные (боковые) усилия в системе двигателя: из-за отклонения оси сопла, в том числе и у двигателей с отклонением вектора тяги, при несимметричном выходе струи из реверсивного устройства при несимметричных отборах воздуха. *Осевая сила* равна силе тяги. *Крутящий момент*, действующий на корпус двигателя и на подвеску, разный у различных типов ГТД.

Интегральные внутренние нагрузки для двигателей разных типов по составляющим должны быть следующими:

– для ТРД и ТРДД осевая составляющая равна силе тяги, поперечная составляющая зависит от направления реактивной струи, суммарный крутящий момент может быть принят равным нулю, но отбор мощности от ротора каскада ВД нарушает равновесие моментов на корпусе компрессора и турбины, и это надо учитывать;

– ТВаД и приводов ЭУ осевая и поперечные составляющие зависят от направления выхлопа, крутящий момент равен моменту на приводном валу и направлен в противоположную сторону;

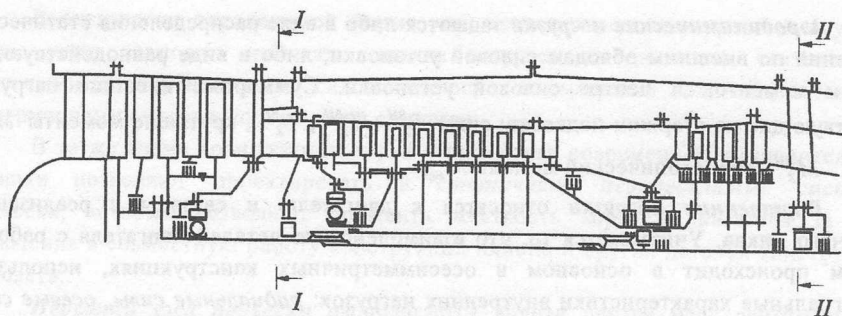
– ТВД и ТВВД с одним винтом осевая составляющая равна силе тяги, суммарный крутящий момент равен *крутящему моменту на выходном валу редуктора*;

– ТВД и ТВВД с двумя винтами с противоположным вращением и дифференциальным редуктором, осевая составляющая равна силе тяги, а крутящий момент равен *крутящему моменту на входном валу компрессора. Для закопотированного ТВВД* с направляющим аппаратом на выходе из вентилятора, обеспечивающим осевой выход, крутящий момент равен нулю.

Суммарные внутренние силы, действующие на подвеску: осевая сила P_x , сила веса двигателя $G_{дв}$, крутящие моменты $M_x = \varepsilon_x J_x$, $M_y = \varepsilon_y J_y$, $M_z = \varepsilon_z J_z$ ($\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ - угловые ускорения, J_x, J_y, J_z - полярные моменты инерции).

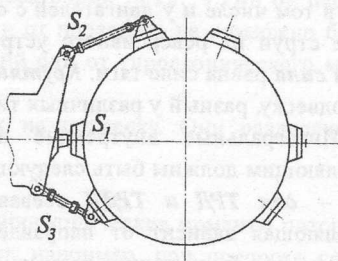
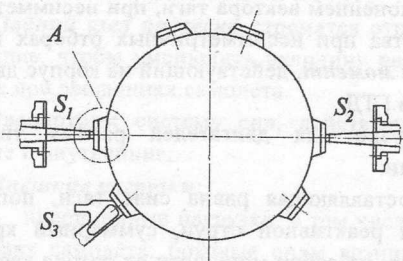
В силовой системе подвески, следовательно, должны быть стержни, воспринимающие суммарные внешние и внутренние нагрузки (см. рис.2.42): по оси X стержень S_1 , по оси Y - S_2 , по оси Z - S_3 в переднем поле подвески, по оси Z - S_4 , по оси Y и M_x - S_5 и S_6 .

Восприятие силы тяги может быть одним стержнем S_1 (рис. 2.42) или двумя S_1 и S_2 (рис. 2.43, центральный двигатель). В первом случае подвеску можно назвать *несимметричной*, во втором — *симметричной*.



I - I передний пояс
центральный двигатель

I - I передний пояс
правый двигатель



II - II задний пояс
центральный двигатель

II - II задний пояс
правый двигатель

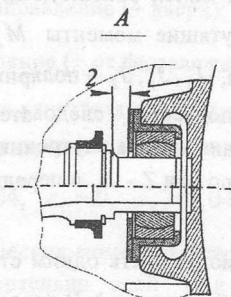
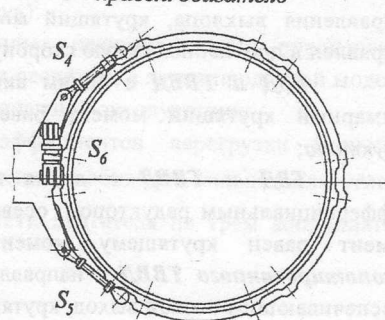
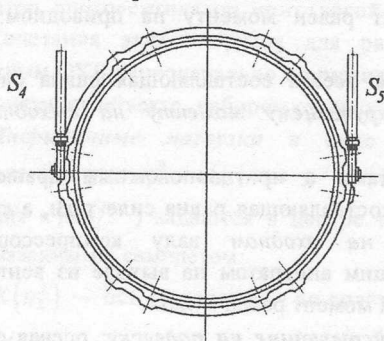


Рис. 2.43 Схема крепления ТРДД АИ-25 в хвосте фюзеляжа самолета Як-40:
а) центральная силовая установка; б) боковая силовая установка (правая по полету)

При прочих равных условиях симметричная подвеска предопределяет меньшее нагружение и деформацию корпуса.

Симметричная подвеска реализуется при размещении двигателя в хвостовой части фюзеляжа и в ряде случаев при подвеске ТВД (например, ТВД НК-4 на самолёте Ил-18, см. рис. 2.48б). При других размещениях двигателя на самолёте возможна только несимметричная подвеска.

В обоих случаях, чем меньше плечо h силы S_1 , тем меньше изгибающий момент, действующий на корпус, и тем меньше деформируются корпус и опора (или другой элемент корпуса), на котором размещены точки подвески.

Следовательно, узлы крепления (узлы фермы) должны располагаться на участках корпуса двигателя, обладающих повышенной жёсткостью и способных воспринимать сосредоточенные нагрузки. Такими элементами корпуса являются опоры ротора.

Учитывая, что температуры корпусов двигателя и самолёта разные, необходима компенсация разности температурных деформаций их между поясами крепления.

При проектировании подвески должна быть предусмотрена защита корпуса самолёта от общей вибрации двигателя. Виброизоляция проектируется самолётным ОКБ и размещается в узлах или стрижнях фермы.

Увеличение жёсткости корпуса при минимальном увеличении веса достигается:

- применением корпусов компрессора, камеры сгорания и турбины с двойной стенкой, когда внутренняя стенка определяет геометрию проточной части и отключена от наружной, воспринимающей усилия от подвески;
- минимальным числом фланцевых соединений в силовом корпусе;
- использованием осесимметричных несущих конструкций силового корпуса;
- исключением радиальных, конических и криволинейных участков с большим перепадом высот в меридиональном сечении оболочки корпуса.

Итогом анализа условий нагружения стержней подвески и силового корпуса станут подходы к проектированию подвески.

Принципы создания конструкции подвески и силового корпуса двигателя:

- использование статически определимой силовой схемы подвески (шесть уравнений — шесть неизвестных);
- крепление двигателя в двух плоскостях с компенсацией тепловых деформаций по осям X и Z и с фиксацией по оси X в одной плоскости, а по оси Z в одной точке, с максимальным расстоянием между передней и задней плоскостями подвески;
- передача силы тяги на самолёт обеспечивается через наиболее жёсткий участок корпуса с минимальным плечом осевой силы;
- передача крутящего момента с внутреннего контура в задней плоскости подвески;
- выбор схемы нагружения болтовых соединений, работающих на срез, а не на отрыв;
- использование мер увеличения жёсткости силового корпуса: двойная стенка, минимальное число фланцевых поперечных разъемов.

Конструкция. Схема и конструктивное оформление подвески зависят от типа самолёта и двигателя, от размещения двигателя на самолёте (см. п. 2.1), от традиций фирмы.

Анализ конструктивного исполнения элементов подвески начнём с рассмотрения подвески двигателей АИ-25, устанавливаемой на самолёт местных авиалиний Як-40. На этом самолёте устанавливается три двигателя в хвостовой части фюзеляжа: центральный двигатель, установленный в фюзеляже, имеет симметричную схему подвески, боковые — левый и правый — размещены на пилонах (см. рис. 2.43), воспринимают тягу ассиметрично относительно оси двигателя.

АИ-25 — ТРДД с малой степенью двухконтурности ($m = 2.2$), со смешением потоков и тягой $P_0 = 14.7 \text{ кН}$. Реверсивные устройства с системой управления размещены в выходной части гондолы.

Центральный двигатель. В переднем поясе стержни S_1 и S_2 воспринимают тягу, вес и боковую силу, стержень S_3 — крутящий момент.

В заднем поясе стержни S_4 и S_5 нагружены силой веса.

Боковые двигатели. В переднем поясе стержень S_1 воспринимает тягу и боковую силу, S_2 и S_3 нагружаются весом, боковой силой и крутящим моментом.

В заднем поясе стержни S_4 и S_5 нагружаются весом двигателя и крутящим моментом, S_6 — весом.

При установке на самолёт ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m = 5-12$) и тягой $P = 200...500 \text{ кН}$ утвердилась компоновка двигателя на пилоне под крылом. Используются разные решения в выборе схемы подвески с ассиметричной передачей тяги.

RB.211-535 ($P_0 = 182 \text{ кН}$, $m = 4,1$) (рис. 2.44)

Передний пояс подвески размещён на корпусе наружного контура и смещён относительно передней и средней опор компрессора. Для увеличения жёсткости корпуса компрессора СД использован «принцип двойной стенки» с усилением жёсткости НА вентилятора по наружному и внутреннему кольцу, которое закрепляется на наружной стенке корпуса компрессора СД.

Задний пояс располагается на задней опоре турбины НД, жёсткость которой обеспечивается оребрением наружного кольца (два кольцевых Г-образных ребра высотой 40...50 мм и толщиной 5...7 мм), коробчатым сечением внутреннего кольца и силовыми стойками, соединяющими оба кольца.

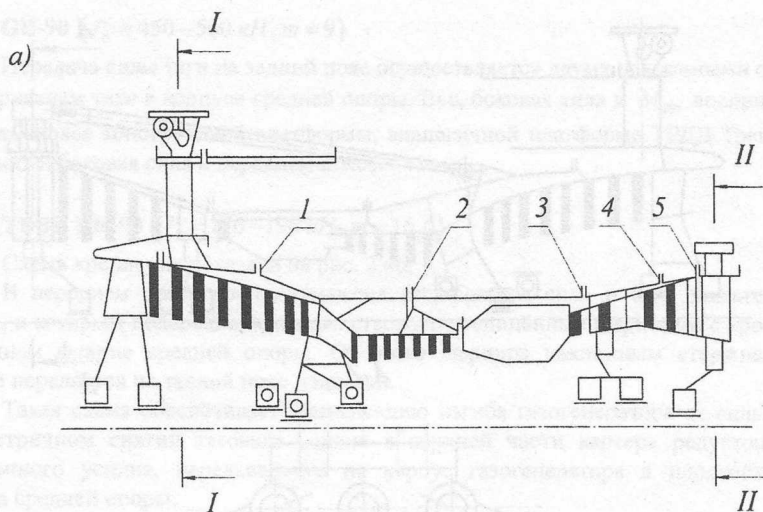
Жёсткость всего силового корпуса обеспечивается двойной стенкой корпуса от передней до задней опоры и минимальным числом фланцевых соединений по наружной стенке: пять фланцевых соединений между передним и задним поясами подвески.

Конструкция подвески (рис. 2.43 б, в). В переднем поясе три стержня: S_2 и S_3 воспринимают силу веса, боковую силу; стержень S_1 входит в узел передачи тяги, который имеет сложную объёмную конструкцию, что позволяет компактно разместить стержень S_1 и обеспечить его деформацию растяжения. На корпусе узла передачи тяги размещены две проушины для подсоединения стержней S_1 , S_2 и площадка — стык с ответной площадкой на пилоне крыла. При монтаже двигателя на самолёт для скрепления этих площадок используются быстросъёмные болты.

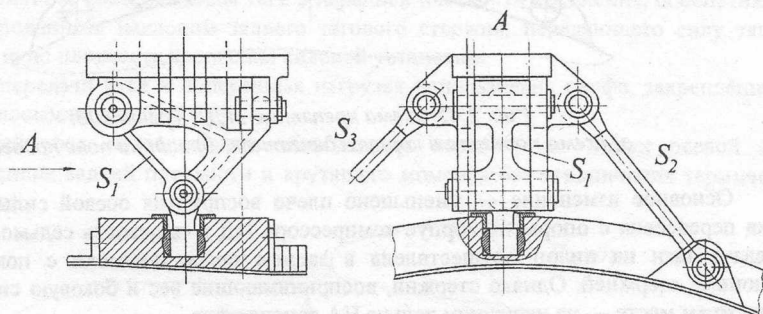
Задний пояс представляет собой фланец для стыка с площадкой на пилоне, на котором со стороны, обращённой к центру двигателя, размещены четыре проушины: две крайние используются для подсоединения стержней S_5 и S_4 , воспринимающих крутящий момент; средняя проушина и стержень S_6 предназначены для восприятия силы веса и боковой силы; последняя четвёртая проушина определяет горизонтальное положение стыковочной площадки.

На ТРДД RB.211-524, очередной модификации RB.211, подвеска по схеме аналогична подвеске RB.211-535.

Недостаток подвески — большое плечо осевой силы.



б) I-I передний пояс



в) II-II задний пояс

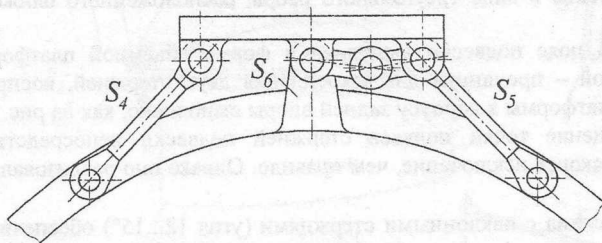


Рис. 2.44 Схема крепления ТРДД RB.211-535:

а) схема подвески и корпуса двигателя; б) передний пояс подвески;

в) задний пояс подвески

ТРДД Трент ($P_0 = 390 - 420 \text{ кН}$, $t = 6,21$)

Дальнейшее развитие двигателя RB.211 в модификации Трент - 800 выразилось в том, что число ступеней компрессора НД увеличилось с семи до восьми, турбины НД — с трёх до пяти, конструкция корпуса (четыре фланцевых разъёма) и схема подвески претерпели изменения (рис. 2.44).

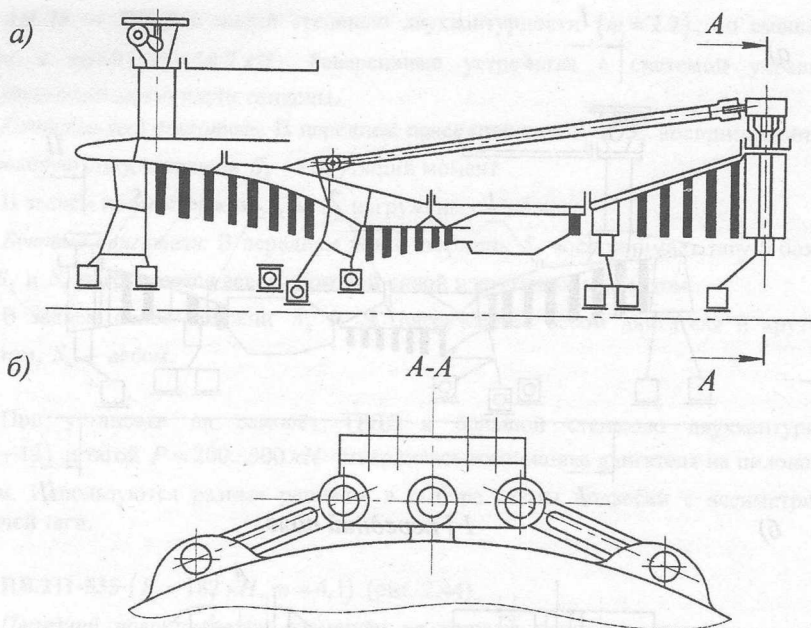


Рис. 2.45 Схема крепления ТРДД Трент 800:
 а) схема подвески и корпуса двигателя; б) задний пояс подвески

Основное изменение — уменьшено плечо восприятия осевой силы (тяги). Эта точка перенесена с опоры на корпус компрессора НД в плоскость седьмой ступени, а передача тяги на пилон осуществлена в заднем поясе подвески с помощью двух наклонных стержней. Однако стержни, воспринимающие вес и боковую силу, остались на прежнем месте — на наружном кольце НА вентилятора.

Для крепления элементов подвески, передающих тягу, на корпусе компрессора НД сделано усиление в виде треугольного ребра, расположенного ближе к средней опоре компрессора.

Задний пояс подвески выполнен в форме объёмной платформы, на передней стенке которой — проушины для закрепления двух стержней, воспринимающих тяги. Крепление платформы к корпусу задней опоры выполнено, как на рис. 2.44.

Размещение точки подвеса стержней подвески непосредственно на корпусе компрессора скорее исключение, чем правило. Однако оно реализовано, и не считается с этим нельзя.

Такая схема с наклонными стержнями (угол $12...15^\circ$) обеспечивает компенсацию изгиба корпуса двигателя от силы тяги при асимметричном снятии тягового усилия в верхней половине корпуса компрессора НД, за счёт поперечного усилия передаваемого на корпус двигателя в плоскости восприятия тягового усилия.

Такое изменение положения точки восприятия осевой силы по радиусу и по длине корпуса двигателя обеспечивает меньшие поперечные деформации его и стабильность радиальных зазоров по тракту компрессора и турбины. Это преимущество схемы подвески по сравнению с подвеской ТРДД RB.211-535.

Недостаток — трудности с обеспечением жёсткости корпуса двигателя (корпуса компрессора НД).

Передача тяги на самолёт в заднем поясе с помощью наклонных стержней используется и на других ТРДД с большой степенью двухконтурности, но с восприятием осевой силы в жесткой средней опоре двигателя.

GE-90 ($P_0 = 450 - 500 \text{ кН}$, $m = 9$)

Передача силы тяги на задний пояс осуществляется двумя наклонными стержнями с восприятием тяги в корпусе средней опоры. Вес, боковая сила и $M_{кр}$ воспринимаются в заднем поясе конструкции платформы, аналогичной платформе ТРДД Трент, так же, как и вес, и боковая сила в переднем поясе.

ТВВД НК-93 ($P_0 = 176 - 196 \text{ кН}$, $m = 16,6$)

Схема крепления показана на рис. 2.46.

В переднем поясе воспринимаются вес, боковая сила и тяга двигателя в двух точках, к которым подсоединяются два стержня, соединённые шарниром с кронштейном на заднем фланце средней опоры. От этого шарнира наклонным стержнем тяговое усилие передаётся на задний пояс подвески.

Такая схема обеспечивает компенсацию изгиба газогенератора от силы тяги при ассиметричном снятии тягового усилия в верхней части картера редуктора за счёт поперечного усилия, передаваемого на корпус газогенератора в плоскости заднего фланца средней опоры.

Поперечное усилие, необходимое для компенсации изгиба корпуса газогенератора от ассиметричного действия силы тяги в передней плоскости крепления, обеспечивается регламентированным наклоном заднего тягового стержня, передающего силу тяги на пилон в заднюю плоскость крепления силовой установки.

Для передачи веса и поперечных нагрузок использована цапфа, закреплённая на передней плоскости пилона.

Задний узел подвешивания обеспечивает передачу на пилон осевой силы, бокового усилия задней плоскости и крутящего момента без ограничения термических перемещений.

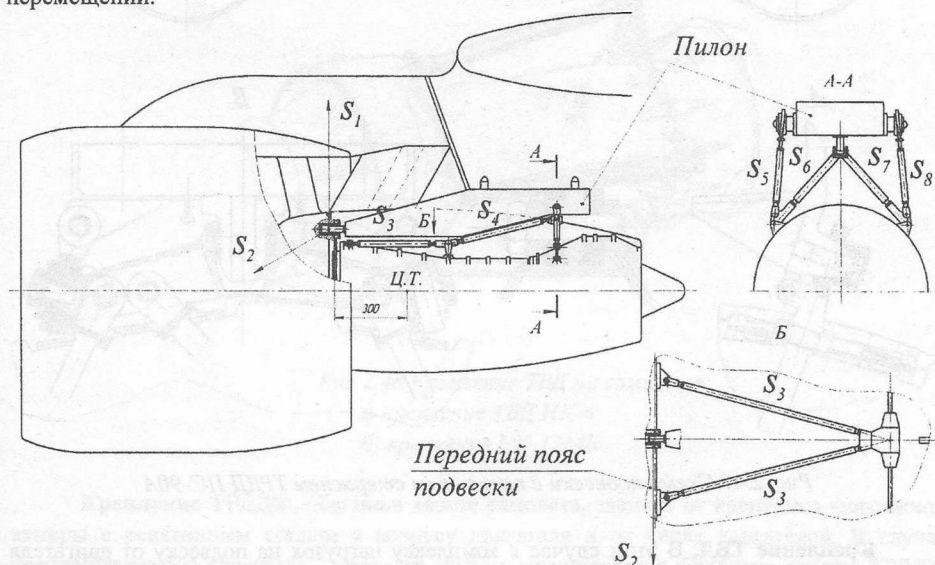
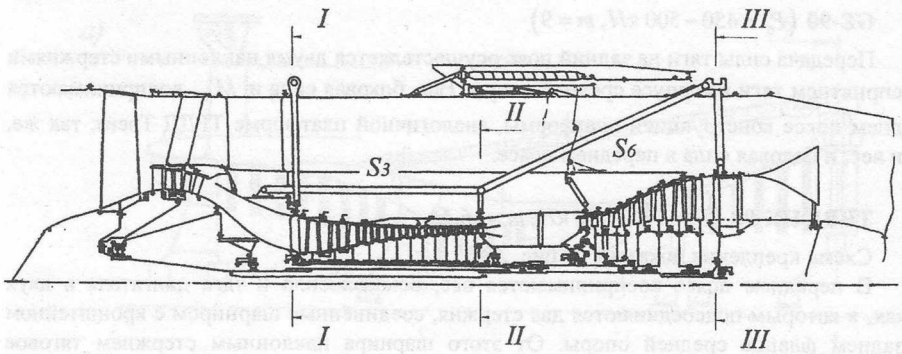
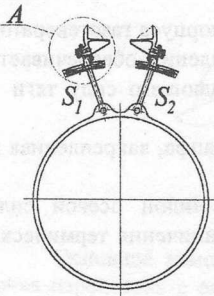


Рис. 2.46 Схема подвески с наклонным стержнем для крепления ТВВД

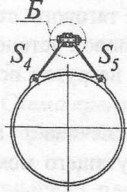
Система восприятия тяги от жёсткой средней опоры к заднему поясу подвески с помощью двух стержней, шарнира в плоскости стыка компрессора ВД и камеры сгорания и наклонного стержня использована и на ТРДД ПС-90А (рис. 2.47).



I-I
передний пояс подвески



II-II
средний пояс подвески



III-III
задний пояс подвески

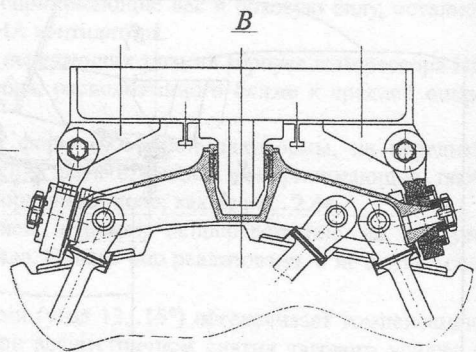
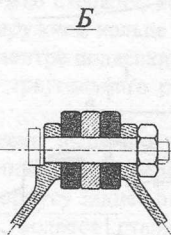
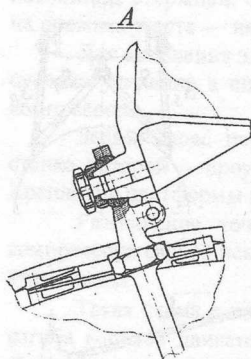
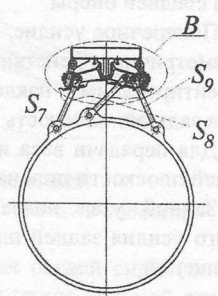


Рис. 2.47 Схема подвески с наклонным стержнем ТРДД ПС-90А

Крепление ТВД. В этом случае к комплексу нагрузок на подвеску от двигателя добавляется крутящий момент от вала. Учитывая меньшие размеры по сравнению с ТРДД для крепления ТРД, часто используется симметричная схема подвески с передачей тяги от редуктора двигателя к силовому каркасу крыла. В качестве примера на рис. 2.48, б показано крепление ТВД НК-4 на самолёте Ил-18 и НК-12МВ на самолёте Ту-95.

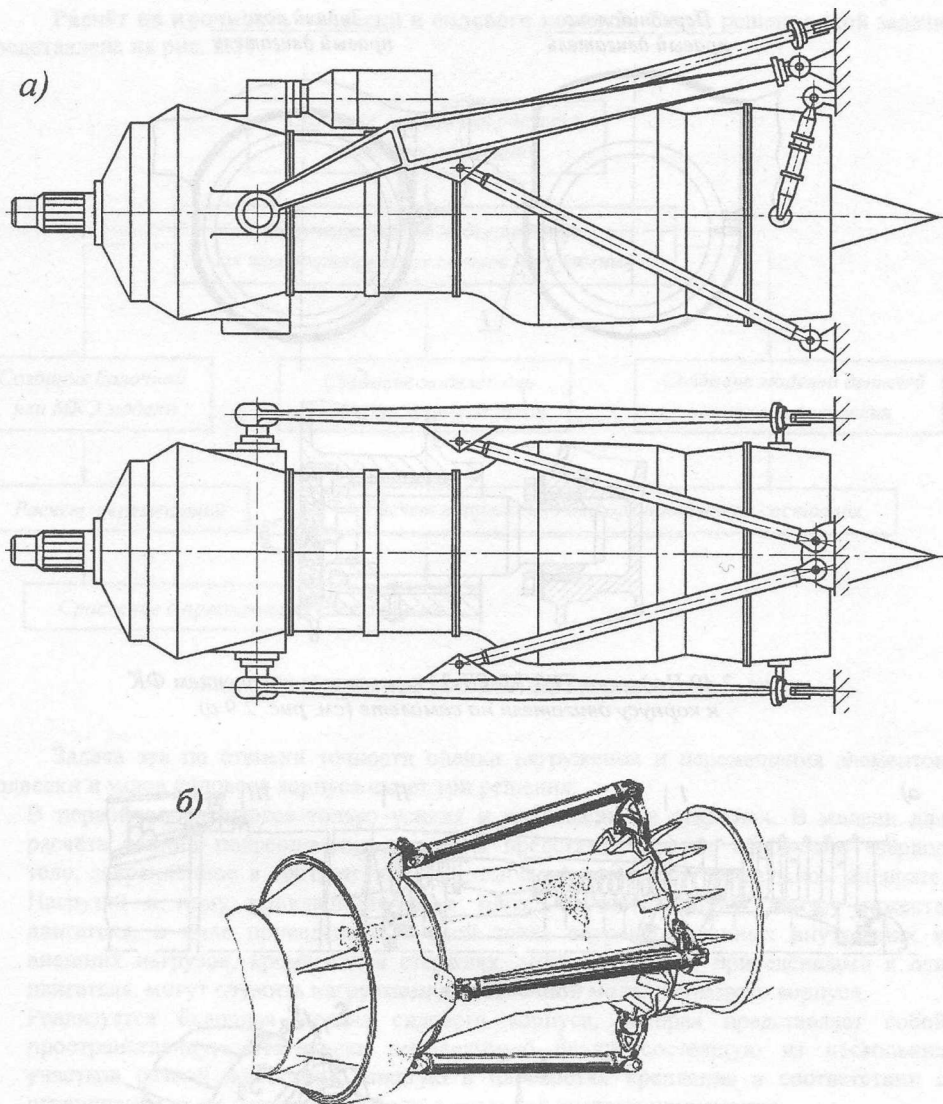


Рис. 2.48 Крепление ТВД на самолете:
 а) крепление ТВД НК-4;
 б) крепление НК-12МВ

Крепление ТРДДФ, обычно в хвосте самолёта, зависит от крепления форсажной камеры с реактивным соплом к корпусу двигателя и от числа двигателей. В случае крепления одного двигателя – подвеска обычно симметричная. При закреплении ТРДДФ с жёстким креплением связи форсажной камеры и реактивного сопла подвеска выполняется, как обычно, в двух плоскостях, при телескопическом (шарнирном) соединении требуется закрепление форсажной камеры с реактивным соплом в третьей плоскости, где стержни подвески воспринимают вес и боковую силу.

На рис. 2.49 и 2.50 показаны закрепления обоих типов.

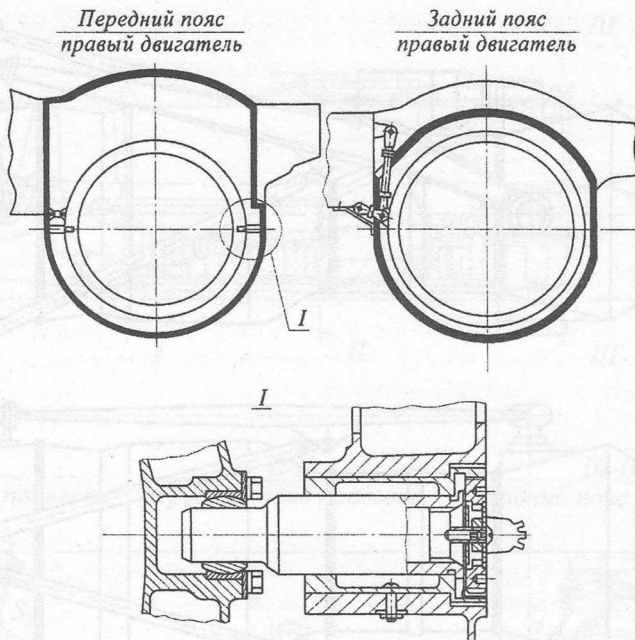


Рис. 2.49 Подвеска ТРДДФ РД-33 с жестким креплением ФК к корпусу двигателя на самолете (см. рис. 2.9 а)

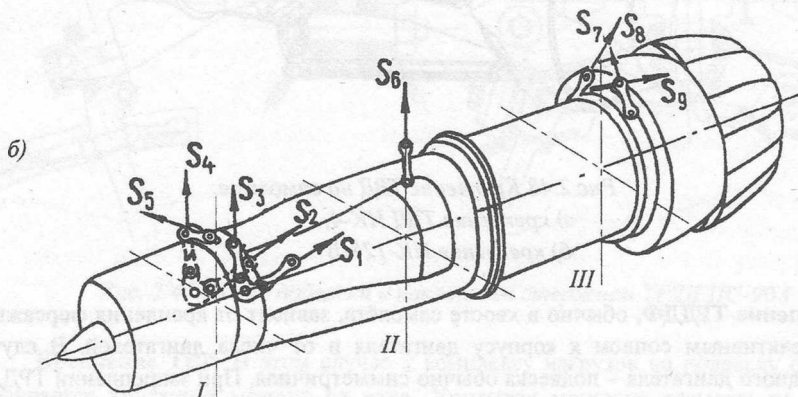
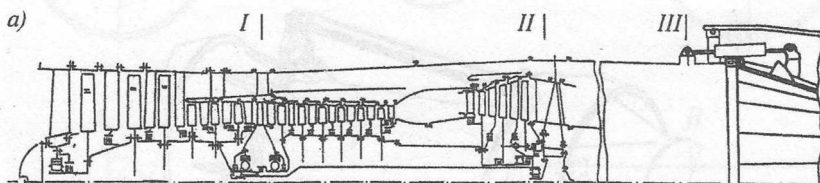


Рис. 2.50 Симметричная подвеска ТРДДФ НК-144 с телескопическим соединением ФК и корпуса: а) схема размещения трех поясов подвески; б) схема подвески: S_1 и S_2 - стержни, воспринимающие тягу, S_3 и S_4 - вес и крутящий момент, S_5 - боковую силу, S_6 - вес, S_7 , S_8 , S_9 - вес и боковую силу

Расчёт на прочность подвески и силового корпуса. Схема решения этой задачи представлена на рис. 2.51.

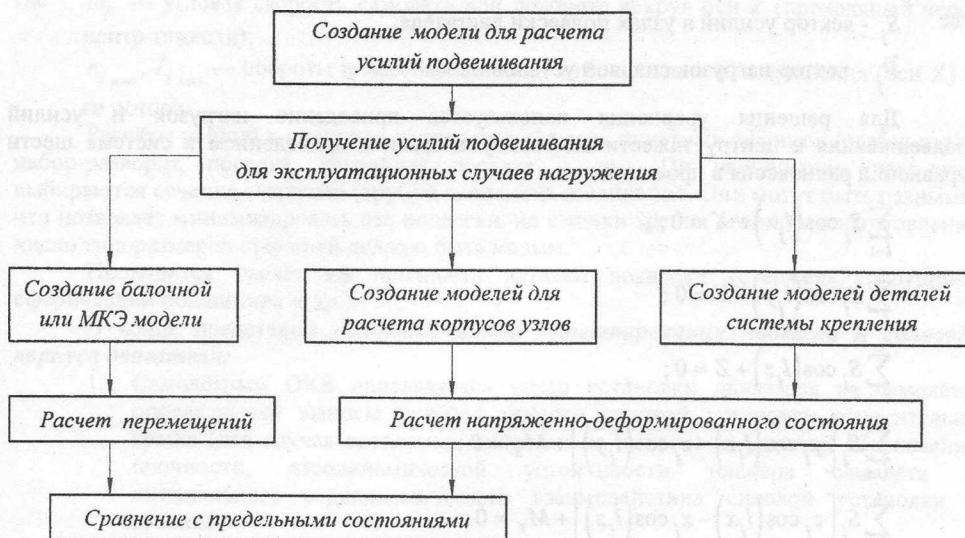


Рис. 2.51 Структура расчёта подвески и корпуса

Задача эта по степени точности оценки нагружения и перемещения элементов подвески и узлов силового корпуса имеет три решения:

1. В первой определяются только усилия и напряжения в стержнях. В модели для расчёта усилий подвешивания двигатель представляется как абсолютно твёрдое тело, закреплённое в соответствии со схемой крепления на летательном аппарате. Нагрузки к нему прикладываются в точке, соответствующей центру тяжести двигателя, в виде приведённых к этой точке неуравновешенных внутренних и внешних нагрузок, кроме сил в стержнях, которые, будучи приведёнными к оси двигателя, могут служить нагрузками для балочной модели силового корпуса.
2. Реализуется балочная модель силового корпуса, которая представляет собой пространственную статически определимую балку, состоящую из нескольких участков разной жёсткости, опертую в плоскостях крепления в соответствии с ограничениями по степеням свободы в реальной системе применения.

Инерционные нагрузки прикладываются в сечениях балки, проходящих через центры тяжести статорных узлов (в соответствии с массой узла) и через подшипники роторов (в соответствии с реакциями в опорах от инерционных нагрузок роторов).

Аэродинамические нагрузки прикладываются таким образом, чтобы их действие максимально соответствовало схеме их действия на двигателе.

Сила тяги прикладывается по оси балки. Жёсткости участков балки вычисляются по моделям цилиндрических, конических оболочек, пластин, стержней.

3. Использование конечно-элементной модели позволяет решить задачу определения усилий, напряжений и перемещений в стержнях и во всех элементах подвески и напряжённо-деформированного состояния силового корпуса и его элементов.

Для статически определимой схемы подвешивания задача расчёта усилий в стержнях подвески заключается в решении векторного уравнения:

$$\sum_{i=1}^6 \bar{S}_i + \sum_{j=1}^k \bar{P}_j = 0,$$

где \bar{S}_i - вектор усилий в узлах подвески двигателя;

\bar{P}_j - вектор нагрузок силовой установки.

Для решения уравнения используется приведение нагрузок и усилий подвешивания к центру тяжести силовой установки с приведением к системе шести уравнений равновесия в проекциях:

$$\sum_{i=1}^6 S_i \cos(l_i x) + X = 0;$$

$$\sum_{i=1}^6 S_i \cos(l_i y) + Y = 0;$$

$$\sum_{i=1}^6 S_i \cos(l_i z) + Z = 0;$$

$$\sum_{i=1}^6 S_i [y_i \cos(l_i z) - z_i \cos(l_i y)] + M_x = 0;$$

$$\sum_{i=1}^6 S_i [z_i \cos(l_i x) - x_i \cos(l_i z)] + M_y = 0;$$

$$\sum_{i=1}^6 S_i [x_i \cos(l_i y) - y_i \cos(l_i x)] + M_z = 0,$$

где X_i, Y_i, Z_i — координаты точек крепления двигателя в системе координат, связанной с его центром тяжести;

$\cos(l_i x), \cos(l_i y), \cos(l_i z)$ — направляющие косинусы углов между направлениями стержней и соответствующей положительной осью координат (положительное направление осей: X - по полету, Y - вниз, Z - вправо);

S_i — усилие в стержнях подвески.

Составляющие нагрузок по координатным осям:

$$X = P_x + \eta_x^3 G_{CV} + P_x^{BH};$$

$$Y = P_y^{BH} + \eta_y^3 G_{ДВ};$$

$$Z = P_z^{BH} + \eta_z^3 G_{ДВ};$$

$$M_x = \varepsilon_x J_x + M_x^{BH};$$

$$M_y = \varepsilon_y J_y + M_y^{BH};$$

$$M_z = \varepsilon_z J_z + M_z^{BH} + M_{зпр},$$

где $\eta_x^3, \eta_y^3, \eta_z^3$ — коэффициенты эксплуатационных перегрузок;

$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ — угловые ускорения при эволюциях объекта (относительно центра масс объекта);

P_x — сила тяги двигателя;

$G_{CV}, G_{ДВ}$ — вес силовой установки и вес двигателя;

$P_x^{BH}, P_y^{BH}, P_z^{BH}, M_x^{BH}, M_y^{BH}, M_z^{BH}$ — дополнительные силы и моменты, действующие на силовую установку (аэродинамические нагрузки, усилия при реверсировании тяги, моменты от закрутки реактивной струи и т.д.).

Суммарный гироскопический момент роторов многовального двигателя, действующий в плоскости XZ:

$$M_{зир} = \omega_z \cdot 2\pi \sum_i n_{i \text{ рот}} \cdot J_{i \text{ рот}},$$

где ω_z — угловая скорость самолёта при повороте вокруг оси Z (проходящей через центр тяжести);

$n_{i \text{ рот}}, J_{i \text{ рот}}$ — обороты и массовый момент относительно оси вращения (оси X) i -го ротора.

Расчёты усилий в стержнях проводятся для всех полётных режимов (разбег-взлёт, набор-разворот, посадка, аварийная посадка и др.). По наибольшим нагрузкам выбираются сечения стержней (труб) и элементов соединения. Они могут быть разными, что позволяет минимизировать вес подвески, но с точки зрения стоимости изготовления число типоразмеров стержней должно быть малым.

Проводится расчёт на прочность деталей подвески (стержень, проушина, сферический подшипник и др.).

В конце представим *основные этапы проектирования подвески и силового корпуса двигателя*:

1. Самолётным ОКБ определяется место установки двигателя на самолёте, определяются выносы центров тяжести силовой установки относительно крыла (для случая крепления двигателя на пилоне) из условий обеспечения прочности, аэродинамической устойчивости планера самолёта и оптимального аэродинамического взаимодействия силовой установки с крылом.
2. Расчётами математических моделей самолёта на различных режимах полётного цикла, выполненных самолётным ОКБ, определяются максимальные перегрузки центра силовой установки $\eta_x^{\text{э}}, \eta_y^{\text{э}}, \eta_z^{\text{э}}$, предельные угловые скорости вращения центра тяжести двигателя относительно осей X, Y, Z (начало координат в центре тяжести самолёта) — $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, и предельные угловые ускорения $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ относительно трех осей в системе координат, привязанных к центру тяжести двигателя.
3. Продувкой моделей силовой установки в аэродинамической трубе и расчётом на математических моделях определяются аэродинамические нагрузки на внешние обводы силовой установки P_{Ax}, P_{Ay}, P_{Az} , которые дополнительно нагружают стержни подвески.
4. В соответствии с принципами создания подвески двигателя и его силового корпуса выбирается из нескольких оптимальный вариант подвески. Это совместная работа самолётного и двигательного ОКБ.
5. Определение нагружения элементов подвески, их размеров и запасов прочности производится двигательным ОКБ.
6. Статические и циклические испытания натурного двигателя, узлы которого имеют приспособления для приложения сил через систему тяг, роторов и гидроприводов. Двигатель подвешивается на штатной подвеске на имитаторе пилона.

При статическом испытании система нагружения обеспечивает нагружение силовых поясов корпуса и системы крепления к самолёту по всем эксплуатационным режимам. Изучаются напряжённость и деформации силовых поясов и деталей подвески.

Циклические испытания включают нагружение двигателя в виде полётных циклов (имитируются число и время нагружения) с запасом по числу таких циклов за ресурс $K_N = 5$.

Фиксируются напряжения, деформации, разрушения.

Вторым обязательным испытанием является гидроиспытание наружного корпуса камеры сгорания с имитацией нагрузок от соседних узлов. Проводятся статические и циклические испытания.

На основании этих испытаний делается заключение по прочности корпуса и подвески двигателя при его сертификации.

2.3 Связи входного устройства и двигателя

Входное устройство (ВУ), как было показано выше, является частью мотогондолы и проектируется самолётным ОКБ.

Однако для выполнения ВУ основной функции подвода и сжатия воздуха требуется предусматривать меры, гарантирующие работу силовой установки в нерасчётных условиях. Поэтому наряду с рассмотрением конструктивных схем и параметров ВУ самолётов разного назначения анализируются и меры:

- защита от попадания посторонних предметов в проточную часть компрессора;
- защита ВУ и элементов двигателя от обледенения;
- снижение шума двигателя.

Схемы и конструктивные особенности входных устройств

Входные устройства на дозвуковых и сверхзвуковых самолётах имеют разную конфигурацию и конструктивные исполнения.

Дозвуковые входные устройства и процессы, проходящие в них, были уже рассмотрены в п. 2.1 (см. рис. 2.15) в контексте формирования осевой силы в основных узлах двигателя (силовой установки) и суммарной осевой силы — стартовой тяги двигателя. Оно выполняется в виде диффузора с внешним сжатием, где на последнем уже конфузормом участке канала происходит некоторый разгон потока с тем, чтобы получить более равномерное поле скоростей и давлений на входе в компрессор.

Здесь отметим, что дозвуковое ВУ не ограничивает расход воздуха, который определяется компрессором, форма гидравлических стенок потока перед входом самопроизвольно подстраивается к режиму полёта и режиму работы двигателя. Поэтому дозвуковые ВУ, в отличие от сверхзвуковых, не нуждаются в системе регулирования расхода воздуха.

Рассмотрено там и влияние размещения двигателя на самолёте на длину диффузора, на опасность попадания посторонних предметов во вход двигателя и др.

Поэтому далее более подробно рассматриваются функциональные и структурные связи сверхзвукового ВУ и двигателя.

Сверхзвуковые входные устройства (рис. 2.52). В случае движения тела в воздушной среде со сверхзвуковой скоростью перед ним возникает ударная волна (скачок уплотнения), являющаяся поверхностью разрыва, за которой скачкообразно (т.е. на малой толщине волны) изменяются параметры воздуха. До скачка — сверхзвуковая скорость, соответствующая температура, давление и плотность, за скачком — снижение скорости (ниже скорости звука), повышение давления, температуры, плотности.

При втекании в двигатель сверхзвуковой струи, которая тормозится во входном *сужающемся канале*, также возникает скачок уплотнения, обеспечивающий сжатие воздуха. *Скачок называют прямым*, если, пересекая фронт скачка (поверхность разрыва), воздушный поток не меняет своего направления, и *косым*, если направление меняется.

Полное торможение сверхзвукового потока требует либо одного прямого скачка, либо системы из нескольких косых скачков, завершаемой слабым прямым скачком. В такой системе косых скачков потери полного давления меньше, чем в прямом. На графике рис. 2.53 показана зависимость коэффициента восстановления давления $\sigma_{СК}$ в замыкающем прямом скачке в зависимости от M_{II} и количества косых скачков. Чем больше число косых скачков, тем меньше потери.

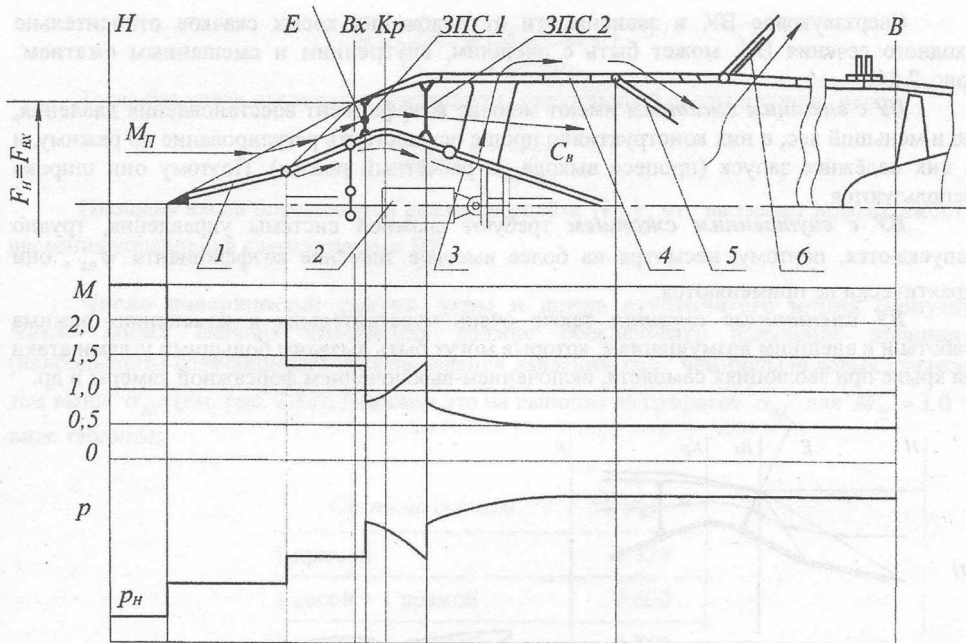


Рис. 2.52 Сверхзвуковое входное устройство:

1 – центральное тело (конус, клин) изменяемой геометрии; 2 – система управления геометрией центрального тела; 3 – слив пограничного слоя с поверхности центрального тела; 4 – обечайка (внешний корпус ВУ); 5 – впускные створки; 6 – выпускные створки

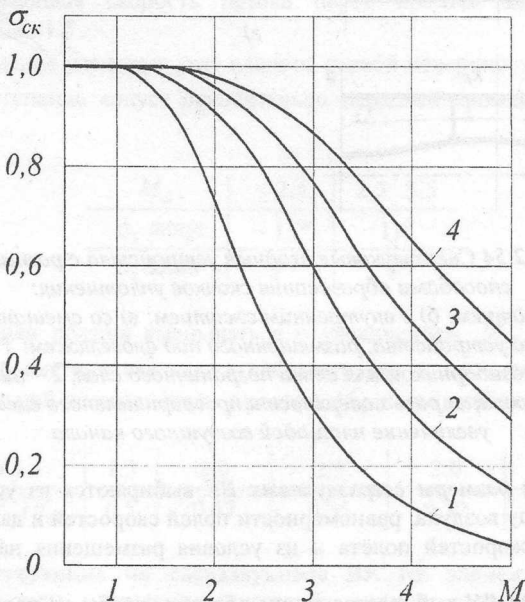


Рис. 2.53 Зависимость коэффициента восстановления давления $\sigma_{ск}$ от M_{II} :

1 – прямой скачок; 2 – косой скачок + прямой; 3 – два косых скачка + прямой; 4 – три косых скачка + прямой

Сверхзвуковое ВУ, в зависимости от положения косых скачков относительно входного сечения ВХ, может быть с внешним, внутренним и смешанным сжатием (рис. 2.54).

ВУ с внешним сжатием имеют меньше коэффициент восстановления давления, но и меньший вес, в них конструктивно проще осуществить регулирование по режиму, и у них надёжнее запуск (процесс выхода на расчётный режим). Поэтому они широко используются.

ВУ с внутренним сжатием требуют сложной системы управления, трудно запускаются, поэтому, несмотря на более высокое значение коэффициента $\sigma_{ВХ}$, они практически не применяются.

ВУ смешанного сжатия также очень чувствительны к изменению режима работы и к внешним возмущениям, которые могут быть вызваны большими углами атаки на крыле при эволюциях самолёта, включением-выключением форсажной камеры и др.

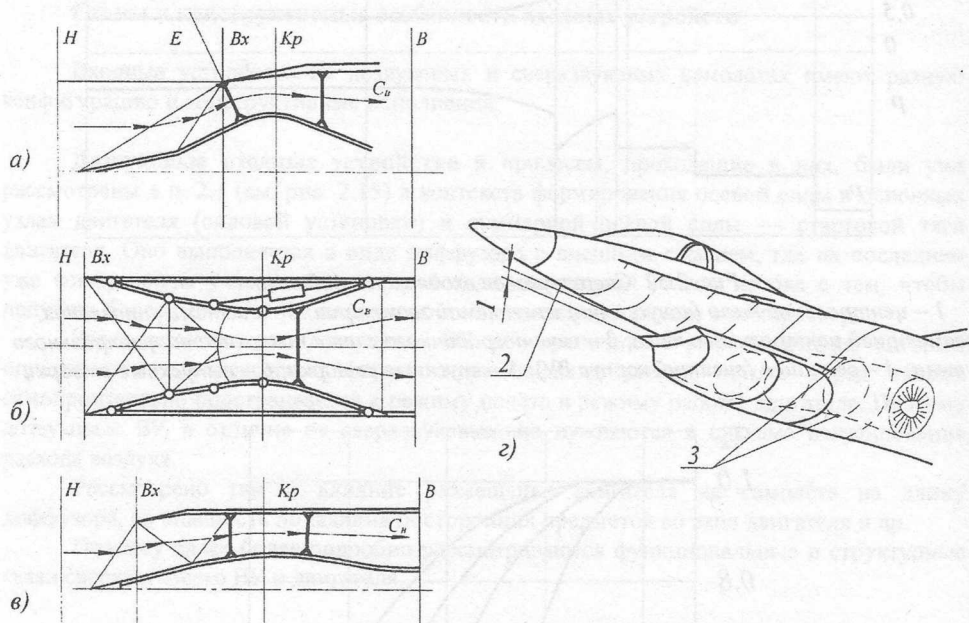


Рис.2.54 Сверхзвуковые входные устройства с разными способами образования скачков уплотнения:

- а) с внешним сжатием; б) с внутренним сжатием; в) со смешанным сжатием;
 г) схема входного устройства, размещенного под фюзеляжем: 1 – щель между фюзеляжем и воздухозаборником для слива пограничного слоя, 2 – нижняя поверхность фюзеляжа, выполняющая роль поверхности предварительного сжатия, 3 – плавное увеличение площадей воздушного канала

Параметры и размеры сверхзвуковых ВУ выбираются из условий выполнения требований по расходу воздуха, равномерности полей скоростей и давлений в сечении В во всём диапазоне скоростей полёта и из условия размещения на самолёте и ВУ, и двигателя.

Площадь входа ВУ выбирается таким образом, чтобы на расчетном режиме при максимальной скорости полёта ($V_{П\max}$) косые скачки уплотнения фокусировались на передней кромке обечайки (сечение Е, см. рис. 2.52), т.е. коэффициент расхода ϕ должен быть равен единице:

$$\varphi = \frac{G_B}{G_{B \max}} = \frac{F_H V_{II} \rho_H}{F_{BX} V_{II} \rho_H} = 1.$$

Тогда без учёта давления и температуры окружающей среды площадь входа:

$$F_{BX} = \frac{G_B}{V_{II} \rho_H}.$$

Площадь входа определяется режимом полёта (V_{II}), что вызывает необходимость введения управления сверхзвуковым ВУ.

Число поверхностей сжатия, углы и длина ступенчатого клина (конуса).

Число косых скачков уплотнения должно обеспечивать получение заданного (наибольшего) коэффициента восстановления давления σ_{BX} : чем больше косых скачков, тем выше σ_{BX} (см. рис. 2.53). Покажем это на выборке из графиков σ_{BX} для $M_{II} = 3,0$ в виде таблицы:

| Система скачков | σ_{BX} |
|--------------------|---------------|
| 1 прямой | 0.328 |
| 1 косой + 1 прямой | 0.600 |
| 2 косых + 1 прямой | 0.760 |
| 3 косых + 1 прямой | 0.840 |

Углы ступенчатого конуса (клина) $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ выбираются так, чтобы на расчётном режиме работы ВУ косые скачки фокусировались на входной кромке обечайки, а приведённая скорость потока перед прямым замыкающим скачком составляла бы $\lambda = 1.2 \dots 1.5$.

Особое внимание уделяется углу наклона первой поверхности сжатия α_1 , так как он определяет выступание конуса относительно передней кромки входа. Обычно его принимают:

| M_{II} | < 2.5 | 2.5...3.5 |
|------------------|-----------------|------------|
| α_1 конус | $\sim 15^\circ$ | 11° |
| α_1 клин | 9° | 7° |

Площадь горла должна уменьшаться с увеличением M_{II} , так как возрастает степень давления в системе скачков, а следовательно и плотность воздуха в горле. Значения относительной площади горла с ростом M_{II} даны в таблице:

| M_{II} | 1.5 | 2.0 | 2.5 | 3.0 | 3.5 |
|----------------------------|-----|------|------|------|-----|
| $\bar{F}_r = F_r / F_{BX}$ | 0,5 | 0,42 | 0,35 | 0,32 | 0,3 |

Силы, действующие на сверхзвуковое ВУ. На элементы конструкции ВУ действуют газовые силы, инерционные нагрузки, силы от стеснённых температурных деформаций и колебания.

Газовые силы являются результатом воздействия внутреннего и внешнего потоков воздуха. При оценке прочности ВУ выделяют радиальные и осевые силы. **Осевые силы сверхзвукового ВУ** составляет значительную долю тяги двигателя: при $M_{II} = 3, 0 \dots 3, 5$ до 70 %.

Для определения осевых сил, действующих на сверхзвуковое ВУ, как и в случае с дозвуковым ВУ, необходимо знать распределение давлений по длине ВУ и его геометрические параметры — площади поперечного сечения обечайки и центрального тела в характерных сечениях:

$$P_{OC} = G_B (c_B - V_{II}) + F_{2 \text{ ЗПС}} P_B - F_H P_H - X_{доп} - P_{OC \text{ обч}},$$

где $F_{2 \text{ ЗПС}}$ — поперечное сечение центрального тела в зоне второго замыкающего прямого скачка;

$X_{доп} = \int_H^B p_{ж} dF$ — осевая сила, действующая на жидкий контур $F_{ВХ} - F_H$ и называемая дополнительным сопротивлением, она возникает на скорости полёта ниже расчётной;

$P_{OC \text{ обч}}$ — осевая сила, действующая на переднюю конусную часть (угол $\delta_{об} \geq 10 \dots 12^\circ$) внешней оболочки ВУ (обечайки).

Результирующая осевая сила, воздействующая на ВУ, является составляющей тяги двигателя (рис. 2.55).

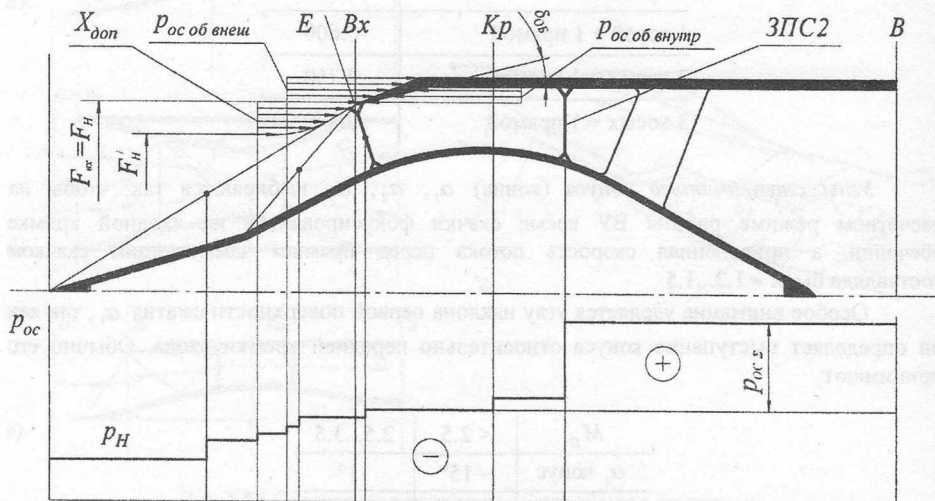


Рис. 2.55 Схема формирования суммарной осевой силы на сверхзвуковом входном устройстве

Инерционные силы определяются массой элементов ВУ и эксплуатационными перегрузками η^3 .

Силы от температурных деформаций возникают из-за того, что во внутреннем канале температура близка к температуре торможения, когда другие элементы нагреты меньше.

Вынужденные колебания могут быть низкочастотными (5...10 Гц) и возникают они на докритическом режиме, когда скорость потока между сечениями канала $ВХ$ и $В$ дозвуковая. Ударная волна периодически смещается навстречу потоку и деформирует систему косых скачков. Процесс этот автоколебательный с охватом столба воздуха внутри канала и называется **помпажом ВУ**.

Высокочастотные колебания («зуд»), наоборот, возникают на сверхкритическом течении воздуха в канале (сверхзвуковое течение) при взаимодействии прямого скачка

уплотнения с пограничным слоем в канале, которое вызывает пульсации давления с частотой 110...250 Гц.

Оба вида колебаний опасны на резонансах с отдельными части ВУ и ухудшают поле скоростей и давлений на входе в компрессор.

Размещение ВУ на самолёте и совместная работа ВУ с компрессором. Характеристики одиночного ВУ могут значительно изменяться при установке его на самолёт. Поэтому выбор места установки ВУ на самолёте играет важную роль при согласовании характеристик (параметров) планера и силовой установки.

Компоновка ВУ определяется общей аэродинамической схемой самолёта, его лётными характеристиками (манёвренный, неманёвренный), предельными углами атаки, диапазоном высот и скоростей полёта, состоянием ВПП аэродрома базирования (грунтовый, бетонный).

При неудачном расположении ВУ влияние крыла или фюзеляжа могут стать причиной искажения поля скоростей и давлений на входе (сечение В), особенно при изменении углов атаки и скольжения.

Другим источником искажения полей скоростей и давлений перед компрессором является пограничный слой на поверхности той части самолёта, к которой примыкает ВУ. При сверхзвуковом обтекании пограничный слой, взаимодействуя со скачками уплотнения, нарушает их чёткость, толщина пограничного слоя при этом ещё больше растёт. Всё это приводит к снижению коэффициента восстановления давления $\sigma_{ВХ}$.

Поэтому ВУ всех современных самолётов имеют систему слива (отвода) пограничного слоя в виде щели между поверхностью фюзеляжа (крыла) и ВУ. Толщина пограничного слоя зависит от длины зоны контакта с омываемой поверхностью, скорости потока и вязкости воздуха, поэтому и высота щели h зависит от этой длины l и составляет $h = 0.01l$.

Без слива пограничного слоя при $M_{П} = 2$, например, $\sigma_{ВХ}$ падает на 25...30 %, что соответствует потере тяги на 45 %.

Удаляется как пограничный слой, образовавшийся на поверхности фюзеляжа (крыла), так и пограничный слой, возникающий на поверхности сжатия — конусе (клин) и внутренней поверхности обечайки (рис. 2.56).

ось самолета

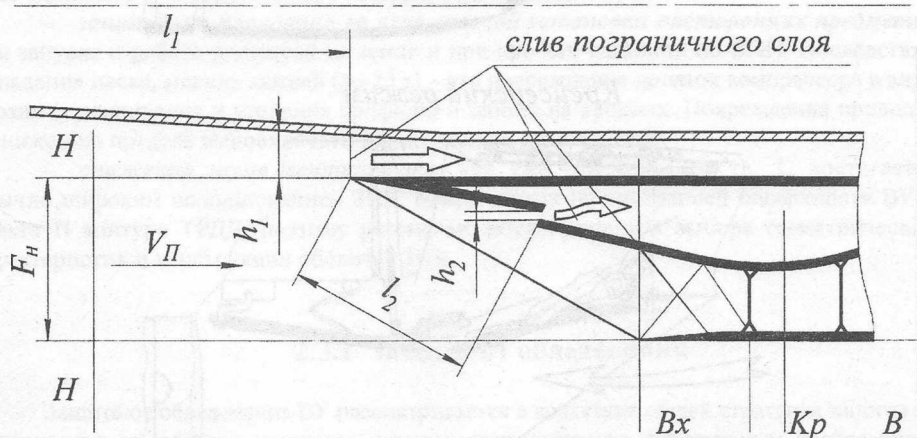


Рис. 2.56 Схема отвода пограничного слоя:

h_1, h_2 - высота сливных щелей;

l_1, l_2 - длина поверхности, на которой образуется пограничный слой

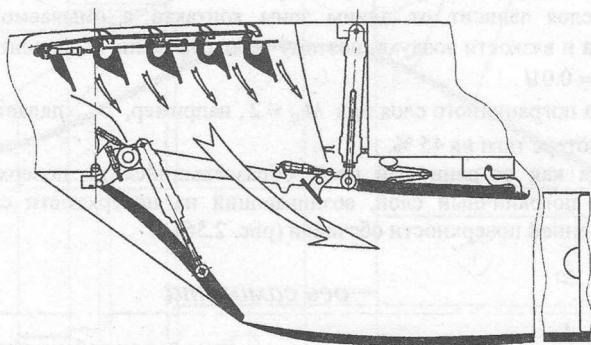
Как уже указывалось, от взаимодействия ВУ с поверхностями крыла и фюзеляжа самолёта есть и положительный эффект: при больших скоростях обтекания они затормаживают поток и работают как первая ступень сжатия сверхзвукового потока, система скачков обеспечивает повышенное давление на их нижней поверхности и, таким образом, дополнительную подъёмную силу.

Место установки ВУ. *Лобовое ВУ* размещается либо в носовой части фюзеляжа, либо в носовой части gondолы. Их преимущество — высокая равномерность потока, недостаток — нарушения системы скачков при больших углах атаки.

Боковые, подфюзеляжные ВУ. Они могут быть по форме поперечного сечения круглыми, полукруглыми, овальными, прямоугольными. На сверхзвуковых самолётах применяются боковые ВУ прямоугольной формы или близкой к ним. Положительная сторона — сокращение длины воздушного канала при размещении двигателя в хвостовой части фюзеляжа и освобождение носовой части для установки радиолокационного оборудования.

Подкрыльевые ВУ имеют прямоугольную или овальную форму. На тяжёлых сверхзвуковых самолётах ВУ, как правило, являются передней частью мотогондолы и имеют большую протяжённость (Ту-144~19м). На боевых самолётах подкрыльевые ВУ (рис. 2.57) позволяют обеспечить отдельный вход воздуха в двигатель: на взлёте сверху крыла (менее запылённый воздух) и прямой вход на сверхзвуковой скорости (Миг-29).

Режим взлета и посадки



Крейсерский режим

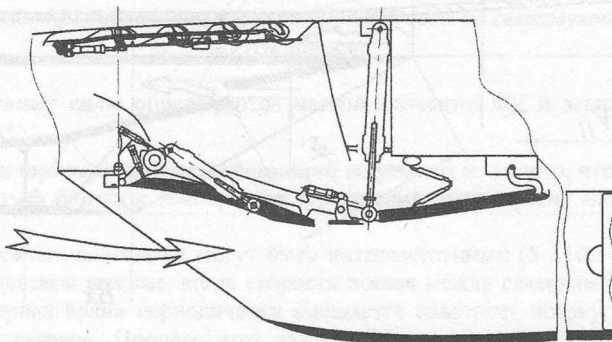


Рис. 2.57 Организация отдельного подвода воздуха в ВУ на взлёте и на крейсерском режиме полета

Система управления сверхзвуковыми ВУ используется в двух случаях (см. рис. 2.52): на *сверхкритическом режиме* работы входного устройства (когда скорость потока в канале за сечением КР сверхзвуковая) на нерасчётных режимах, когда $M_{II} < M_{II \text{ расч.}}$, и потребный расход воздуха через компрессор (сечение В) оказывается больше, чем может пропустить ВУ в сечении ВХ – $G_{\text{расч}} < G_{\text{потр}}$.

Это приводит к тому, что изменяются (увеличиваются) углы наклона косых скачков уплотнения, они не сходятся на входной кромке обечайки, прямой скачок выталкивается из канала, а поток за ним тормозится, как перед дозвуковым ВУ.

Чтобы удержать системы скачков уплотнения в заданном положении, увеличивают площадь $F_{\text{КР}}$, для чего конус центрального тела в осесимметричном ВУ смещают назад к компрессору или уменьшают угол поворота потока на второй панели управления поверхности сжатия.

На *докритическом режиме* работы ВУ (когда скорость потока в канале между сечениями ВХ и В дозвуковая) при небольших дозвуковых скоростях полёта и в условиях взлёта (максимальный режим при $H = 0$), когда $V_{II} < c_{\text{ВХ}}$ и $F_H > F_{\text{ВХ}}$, возникает срыв потока с острых кромок обечайки, площадь эффективного сечения горла $F_{\text{КР}}$ уменьшается, требуемый расход воздуха в компрессор не обеспечивается.

Для согласования работы компрессора и ВУ вводится в конструкцию ВУ *система впускных створок*, которые обеспечивают подачу недостающего воздуха, минуя $F_{\text{КР}}$. Впускные створки открываются под действием перепада давлений на створках, так как при таком соотношении скоростей ($V_{II} < c_{\text{ВХ}}$) давление в канале ВУ меньше атмосферного.

Используются и *перепускные створки*, которые предназначаются для исключения помпажа ВУ и открываются системой управления.

При формировании тракта и конструкции входного устройства приходится решать ещё три задачи:

- **защита от обледенения.** При этом защита рассматривается комплексно: и входной кромки обечайки («губы»), и лопаток ВНА, и кока, и рабочих лопаток первой ступени вентилятора и разделителя потоков воздуха I и II контура ТРДД, и лопаток подпорных ступеней, так как процесс обледенения этих элементов самолёта и двигателя идёт одинаково и последствия срыва льда с них тоже одинаковы;

- **защита от попадания во вход силовой установки посторонних предметов** при запуске и работе двигателя на земле и при пробеге самолёта по ВПП. Последствия попадания песка, мелких камней (до 25 г) – это повреждение лопаток компрессора в виде эрозии (изнашивания и утонения профиля) и забоин на кромках. Повреждения приводят к снижению предела выносливости и разрушению пера лопатки;

- **снижение шума вентилятора**, как уже отмечалось в гл. 1, достигается обычно широким использованием ЗПК, размещаемых на внутренней поверхности ВУ и тракта II контура ТРДД, поэтому рассматривается процедура выбора геометрических характеристик и конструкции оболочек ЗПК.

2.3.1 Защита от обледенения

Защита от обледенения ВУ рассматривается в контексте общей стратегии защиты от обледенения самолёта и двигателя, которая формулируется директивным требованием: самолёт должен быть спроектирован так и его противообледенительная система должна быть такой, чтобы в любых условиях обледенения была обеспечена безопасность полёта. Это не означает, что вообще не допускается отложения льда на частях самолёта и двигателя, такое требование было бы трудновыполнимым, да и ненужным.

Опасность обледенения самолёта и двигателя состоит в том, что при возникновении наростов льда на поверхности носка профиля крыла и оперения ухудшается аэродинамическое качество самолёта, увеличивается его полётный вес; при одновременном обледенении ВУ, лопаток ВНА и кока заужается площадь на входе, самопроизвольно падает расход воздуха через двигатель и растёт температура газа перед турбиной, и это до тех пор, пока система управления двигателем, ограничивающая $T_{г\max}^*$, не снизит расход топлива.

При уменьшении расхода топлива упадёт тяга двигателя. И это в тот момент, когда возрос вес самолёта, когда ухудшились его лётные характеристики и, следовательно, нужно увеличение тяги, она наоборот уменьшается. При этом велика вероятность повреждения компрессора, увеличения вибрации и отказа двигателя.

Необходимость недопущения такой ситуации и диктует **требования к противообледенительной защите двигателя**. По Нормам лётной годности (АП-33): двигатель при работе со всеми системами защиты от обледенения должен в условиях максимального длительного обледенения и максимального кратковременного обледенения работать во всём диапазоне полётных режимов (включая малый газ):

- без накопления льда на деталях двигателя, которое неблагоприятно влияет на его работу или вызывает недопустимое снижение мощности или тяги;
- без повышения температуры газа выше допустимой;
- без повышения вибрации двигателя выше допустимого уровня;
- без недопустимых (превышающих нормы) механических повреждений двигателя;
- без ухудшения управляемости двигателя.

Отдельно формулируются требования к работе двигателя в опасных условиях обледенения на режиме малого газа, т.к. воздух отбирается из компрессора на обогрев элементов самолёта (крыла, оперения и др.) и двигателя (ВУ, ВНА, кока и др.) и имеет на этом режиме температуру ниже, чем на крейсерском.

«Двигатель должен работать при включенной системе защиты без неблагоприятных последствий в течение 30 мин. на режиме малого газа на земле при температуре воздуха $-1...-9^{\circ}\text{C}$ и содержании воды не менее $3\text{г}/\text{м}^3$ в форме капель, имеющих средний диаметр, равный 20 мкм, с последующей приемистостью и кратковременной работой на взлётном режиме».

Физическая картина обледенения [17]. Условие обледенения определяет существование в атмосферной облачности переохлаждённых капель воды диаметром от 8 до 50 мкм (со средним арифметическим диаметром $d_{cp} \approx 20$ мкм). Переохлаждённой считается вода при температуре ниже $0...-4^{\circ}\text{C}$. В этом случае вода кристаллизуется (замерзает) при появлении определённых центров кристаллизации: пылинки, частицы других веществ или кристаллы льда на поверхности самолёта или двигателя. Без этих центров переохлаждённая вода не замерзает до $t = -20^{\circ}\text{C}$ (отмечены случаи -60°C и ниже).

Поток воздуха, обтекающий профиль крыла самолёта, движущийся с дозвуковой скоростью, испытывает возмущение от крыла (силу воздушного давления), которое со скоростью звука распространяется в окружающей среде, в том числе и против направления потока. Это возмущение разделяет поток на две части: один обтекает профиль по верхней дужке, другой – по нижней. Траектории движения частиц – линии тока – поэтому искривляются перед передней кромкой крыла.

Переохлаждённые капли воды и водяной пар из-за большой инерционности отстают от воздушного потока и общий поток перед крылом расслаивается. При повороте струек водяных паров и струек, несущих капли, перед профилем крыла силы

инерции отклоняют эти струи от воздушных линий тока – происходит встреча переохлаждённых капель с профилем крыла, их кристаллизация и интенсивное наращивание льда (рис. 2.58).

При одинаковых каплях большого размера все капли, находящиеся на искривлённых линиях тока, столкнутся с профилем. При каплях разного размера капли малого диаметра (пусть даже они находятся ближе к срединной линии профиля), обойдут профиль, так как силы инерции их меньше силы вязкости, которая удерживает каплю на линии тока.

Обледенение сверхзвукового самолёта при сверхзвуковой скорости, когда кинематический нагрев крыла превышает 100°C , невозможно. Но при дозвуковом полёте, при взлёте и посадке обледенение происходит, и поэтому противообледенительные системы самолёта и силовой установки необходимы.

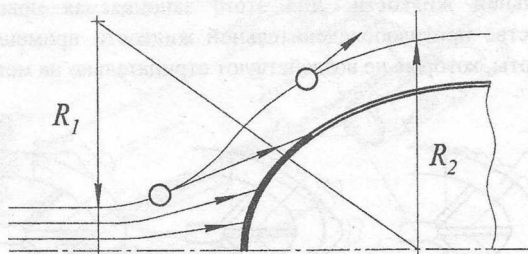


Рис. 2.58 Схематическая картина обтекания профиля крыла воздушным потоком и образования льда на нём

Метеорологические условия обледенения. Для проектирования противообледенительной системы конструктор должен знать и влияние внешних факторов на процесс образования льда на элементах конструкции самолёта и двигателя. Здесь отметим только главные из них.

Температура воздуха. Наибольшее число случаев обледенения происходит в диапазоне температур от 0 до -20°C и чаще в диапазоне от 0 до -10°C (частота появления 80%), когда вероятность нахождения водяных капель в переохлаждённом состоянии наибольшая. Реже происходят обледенения при более низких температурах, но возможны при температурах -40°C и ниже.

Водность переохлаждённых облаков – это содержание в единице объема воды во взвешенном состоянии в виде капель разного диаметра, которое составляет при температуре воздуха $0...-20^{\circ}\text{C}$ от $0,1$ до $3,0...5,0\text{г}/\text{м}^3$ и при температурах $-15...-20^{\circ}\text{C}$ до $0,11...0,15\text{г}/\text{м}^3$. Водность определяет интенсивность обледенения, т.е. скорость нарастания льда и степень обледенения – количество льда, образовавшегося на элементах самолёта и двигателя за время всего полёта в условиях обледенения. Степень обледенения зависит от интенсивности обледенения, водности, размера капель, скорости потока и от времени полёта через зону обледенения (облачность).

Здесь важно отметить появление двух видов обледенения: *первый вид* – при соударении крупных капель переохлаждённой воды с твёрдой поверхностью (*капельное обледенение*) и *второй вид* – при полёте в облаках, содержащих мелкие капли переохлаждённой воды и ледяные кристаллы (*кристаллическое обледенение*). В первом случае капли при встрече с поверхностью крыла не замерзают мгновенно, а растекаются на некоторой длине дужки профиля, поэтому нарост льда происходит на большей длине входной кромки, во втором – кристаллы концентрируются на носике.

Способы защиты от обледенения. Для защиты от обледенения крыла и оперения в разное время использовались *механические, физико-химические, тепловые и электроимпульсные* способы и их комбинации, на двигателях же только тепловые.

При *механическом способе* (рис. 2.59) на передней кромке профиля по всей длине крыла и оперения плотно прикрепляется резиновое покрытие (протекторы) таким образом, что оно образует 3 камеры, в которые циклически подаётся сжатый воздух. При наполнении средней камеры лёд ломается на носике и сбрасывается набегающим потоком, при наддуве боковых ломается на остальной части носика. Недостаток метода – нарушение аэродинамического качества крыла, особо опасное на взлете и посадке скоростных самолётов и малая эффективность при быстром нарастании льда.

Физико-химический способ позволяет предотвратить обледенение за счёт уменьшения сцепления льда с поверхностью крыла путём создания между ними слоя противообледенительной жидкости. Для этого защищаемая поверхность делается пористой, а в качестве противообледенительной жидкости применяются этиловый и изопропиловый спирты, которые не воздействуют отрицательно на металл.

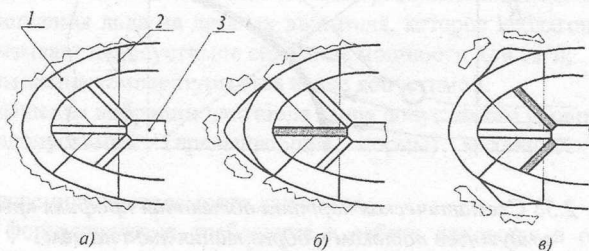


Рис. 2.59 Механический способ защиты от обледенения крыла и оперения самолёта

Электроимпульсный способ (рис. 2.60) основан на возбуждении прерывистых вынужденных колебаний обшивки крыла электрическим разрядом: при этом лёд скалывается и сносится набегающим потоком.

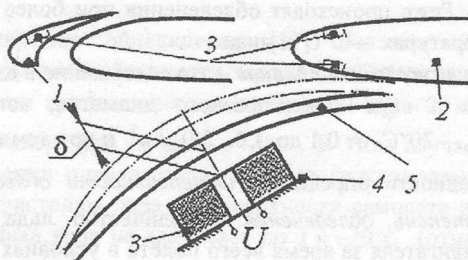


Рис. 2.60 Электроимпульсный способ защиты от обледенения крыла и оперения самолёта:

1 – предкрылки; 2 – оперение; 3 – индукторы; 4 – каркас; 5 – обшивка

Тепловые способы (рис. 2.61) основаны на подогреве поверхности или горячим воздухом, отбираемым из компрессора двигателя, или электронагревом до температуры $50 - 60^{\circ}\text{C}$ на основных режимах работы двигателя, когда уменьшаются силы сцепления льда с твёрдой стенкой (лёд подтаивает) и лёд сбрасывается встречным потоком.

Сюда можно отнести и новые приемы защиты на основе материалов с памятью формы, когда при нагреве элемента он меняет свои размеры и форму и ломает лед [19].

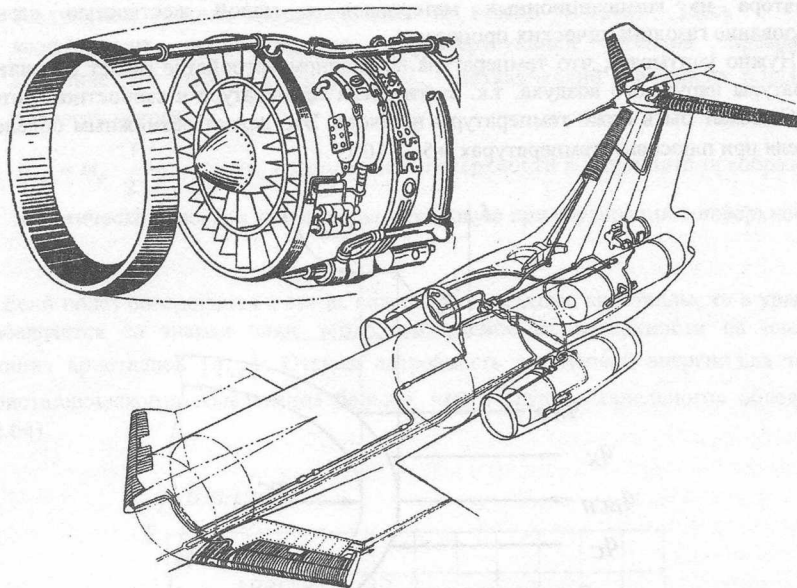


Рис. 2.61 Тепловые способы защиты от обледенения крыла, оперения самолёта и элементов входного устройства силовой установки

В силовой установке требует защиты от обледенения (рис. 2.62) передняя кромка («губа») ВУ, лопатки ВНА, кок (вращающийся и невращающийся), разделитель потоков I и II контура, лопатки НА подпорных ступеней. Отдельного рассмотрения в каждом конкретном случае требует защита рабочей лопатки вентилятора: наросты льда вызывают вибрации лопатки и под действием центробежной силы и воздушного потока лёд не удерживается на лопатке.

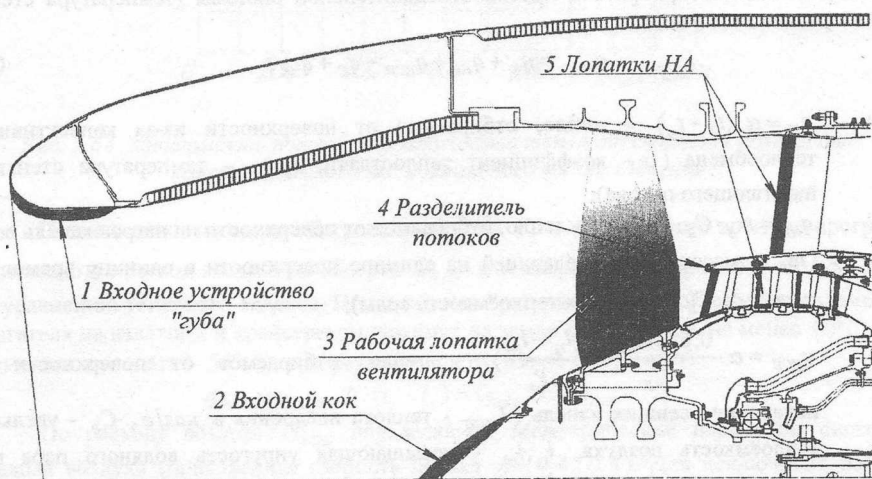


Рис. 2.62 Элементы двигателя, подвергающиеся обледенению

Существуют также перспективные методы борьбы с обледенением, такие как применение антиобледенительных покрытий, изготовление вращающихся частей вентилятора из композиционных материалов с малой жесткостью стенок и использование газодинамических процессов.

Нужно учитывать, что температура во входном устройстве может отличаться от температуры наружного воздуха, т.к. статическая температура в скоростном потоке на $5...10^{\circ}\text{C}$ может быть ниже температуры на входе. Это делает возможным обледенение двигателя при плюсовых температурах $+5...+10^{\circ}\text{C}$.

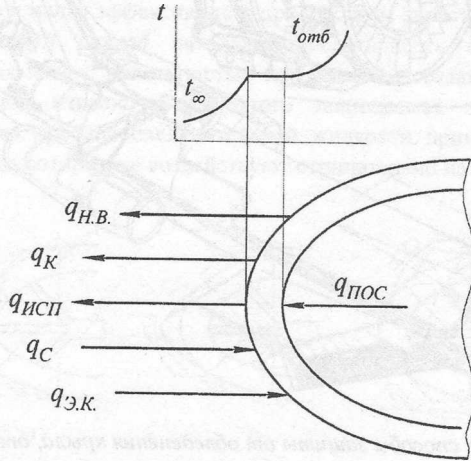


Рис. 2.63 Тепловой баланс на обогреваемой поверхности

Тепловой баланс на обогреваемой поверхности (рис. 2.63). Если исключить из рассмотрения тепловой поток, отбираемый от поверхности излучением ($q_{изл}$), и тепловой поток из-за малого градиента температур на стенках ВУ, лопаток и кока (не учитывать тепловой поток, обусловленный теплопроводностью ($q_{ТПР}$)), то уравнение теплового баланса при работе противообледенительной системы (температура стенки $t_s > 0$) запишется в виде

$$q_{пос} = q_K + q_{НВ} + q_{исп} - q_C + q_{ЭК}, \quad (1)$$

где $q_K = \alpha \cdot (t_s - t_{\infty})$ – тепло, отбираемое от поверхности из-за конвективного теплообмена (α – коэффициент теплоотдачи, t_s, t_{∞} – температура стенки и набегающего потока);

$q_{НВ} = m_B \cdot C_B \cdot (t_s - t_{\infty})$ – тепло, отбираемое от поверхности на нагрев капель воды (m_B – масса воды, оседающей на единице поверхности в единицу времени в $г/см^2 \cdot с$, C_B – удельная теплоёмкость воды);

$q_{исп} = \alpha \cdot \frac{0,628 \cdot L_{исп}}{C_p} \cdot \left(\frac{l_s - l_{\infty}}{P_{\infty}} \right)$ – тепло, отбираемое от поверхности на испарение осевших капель ($L_{исп}$ – теплота испарения в $кал/г$, C_p – удельная теплоёмкость воздуха, l_s, l_{∞} – насыщающая упругость водяного пара при температуре t_s, t_{∞} , P_{∞} – давление окружающего воздуха);

$q_c = \alpha \cdot \frac{r \cdot V_\infty^2}{2 \cdot J_{cp}}$ – тепло, подводимое к поверхности при сжатии и трении воздушного потока (кинетический и вязкий нагрев). Здесь $r = 0.875$ - коэффициент восстановления, характеризующий степень превращения кинетической энергии в тепловую, J_{cp} - механический эквивалент тепла, V_∞ - скорость потока;

$q_{эк} = m_B \cdot \frac{V_\infty^2}{2 \cdot J}$ – тепло, подводимое к поверхности в результате преобразования кинетической энергии капель воды в тепловую при соударении с поверхностью.

Если полёт совершается в среде, содержащей ледяные кристаллы, то в уравнении (1) добавляется со знаком плюс тепло, отбираемое от поверхности на плавление оседающих кристаллов ($q_{пл}$). Отсюда потребность в тепловой энергии для защиты от «кристаллического» обледенения больше, чем в случае «капельного» обледенения (рис. 2.64).

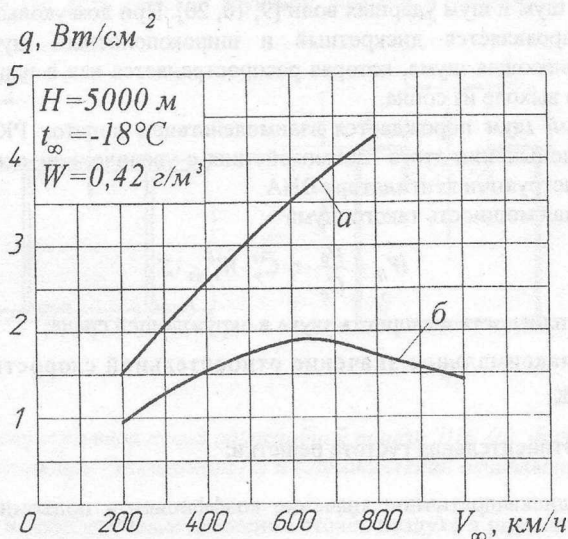


Рис. 2.64 Зависимость потребного количества тепла от скорости полёта для кристаллического (а) и капельного (б) обледенения

После оценки площади обогрева элементов F_Σ и допустимого времени прогрева определяются расход воздуха на обогрев $G_{воб}$ и температура отбираемого воздуха $t_{отб}$ по уравнению теплового баланса. При этом температура стенки обогреваемого элемента двигателя на взлётном и крейсерском режимах на земле должна быть не менее 60°C (на элементах самолёта – 50°C), а на режиме малого газа не менее 40°C .

$$q_{пос} = \alpha_{обог} \cdot F \cdot (t_s - t_\infty) = G_{воб} \cdot C_p (t_{отб} - t_s).$$

По расходу воздуха $G_{воб}$ определяются геометрические параметры системы подвода воздуха (приведённая скорость потока $\lambda = 0,4...0,5$). Для исключения потерь тепла при транспортировании горячего воздуха к элементу обогрева трубопроводы ПОС покрываются теплоизоляцией.

Конструктивное исполнение ПОС показано в гл. 3. При выборе схемы ПОС важно сделать акцент на выполнении требований об её эффективности на режиме малого газа, когда температура воздуха, отбираемого из промежуточных ступеней КВД, $t_{отб} < 250... - 300^{\circ}\text{C}$. Надёжность защиты от обледенения на режиме малого газа обеспечивается или переводом с помощью системы управления отбора воздуха из последующих ступеней, или гарантиями обогрева за счёт увеличения расхода воздуха, или конструкцией системы обогрева элементов двигателя.

Обязательна экспериментальная проверка эффективности ПОС при отрицательной температуре окружающего воздуха с впрыском во вход распылённой воды.

2.3.2 Заглушение шума вентилятора.

Выбор конструктивных и функциональных параметров ЗПК

Как показано выше, основной источник шума в ТРДД с большой степенью двухконтурности – это вентилятор.

Различают три вида шума вентилятора: дискретный (тональный) шум, широкополосный шум и шум ударных волн [9, 10, 20]. При дозвуковых скоростях потока в вентиляторе проявляется дискретный и широкополосный шум и превалирует дискретная составляющая шума, которая распространяется как в переднюю полусферу, так и в заднюю на выходе из сопла.

Дискретный шум порождается взаимодействием лопаток РК и НА и поэтому снижается при уменьшении этого взаимодействия с увеличением осевого зазора и при устранении из конструкции вентилятора ВНА.

Акустическая мощность такого шума

$$W_d = \frac{\rho_0}{C_0} \cdot \tau \cdot \bar{C}_y^2 \cdot W_{1\max}^6 \cdot S,$$

где ρ_0, C_0 — плотность и скорость звука в окружающей среде;

$W_{1\max}$ — максимальное значение относительной скорости в периферийном сечении РК;

$\tau = \frac{b}{t}$ — относительная густота решетки;

\bar{C}_y^2 - среднеквадратичное значение коэффициента подъемной силы профиля лопатки;

$S = \pi Dh$ - площадь сечения потока на входе в РК.

При окружной скорости на периферии U_1 , скорости натекания воздуха на РК C_1 под углом α_1 :

$$W_1^2 = C_1^2 + U^2 - 2UC_1 \cos \alpha_1.$$

Учитывая, что окружная скорость $U = 2\pi n(R_1 + h)$, для получения низких значений W_1 и W_d при росте степени двухконтурности (при росте h) необходимо снижать частоту вращения вентилятора.

Широкополосный шум возникает на всех рабочих частотах вращения ротора и их гармониках и распространяется в ТРДД как в переднюю, так и заднюю полусферы.

Одним из приемов борьбы с шумом является акустическая облицовка входа и реактивного сопла.

3 **Акустическая облицовка каналов входных и выходных устройств.** Исходя из того что в суммарном шуме вентилятора преобладают дискретные составляющие, которым присуще проявление на вполне определённой частоте, для глушения его используют резонансные поглотители шума (резонатор Гельмгольца).

Конструктивно сотовая звукопоглощающая конструкция (ЗПК) – это двуслойная оболочка с промежуточной ячеистой структурой (наполнителем), образующей отдельные камеры-резонаторы, входные отверстия которых направлены в сторону источника шума (рис.2.65а).

Физическая модель резонатора (рис.2.65б) представляет собой гармонический осциллятор, где массой груза является масса столба воздуха в горле, а пружиной столб воздуха в камере резонатора. При воздействии звуковой волны столб воздуха в камере и вместе с ним масса воздуха в горле начинают интенсивно раскачиваться. В случае совпадения возбуждающей частоты дискретного шума с собственной частотой колебания резонатора резко возрастает скорость течения воздуха в горле и пропорционально квадрату скорости растут гидравлические потери от трения воздуха о стенки горла. Акустическая энергия затрачивается на сжатие воздуха в ячейке, приведение его в колебательное движение и на преодоление гидравлических потерь в многочисленных горловинах ЗПК. При этом часть звуковой энергии переходит в тепловую и рассеивается; чем ближе частота шума к собственной частоте колебаний резонатора, тем процесс поглощения шума (то есть переход звуковой энергии в тепловую) происходит более интенсивно.

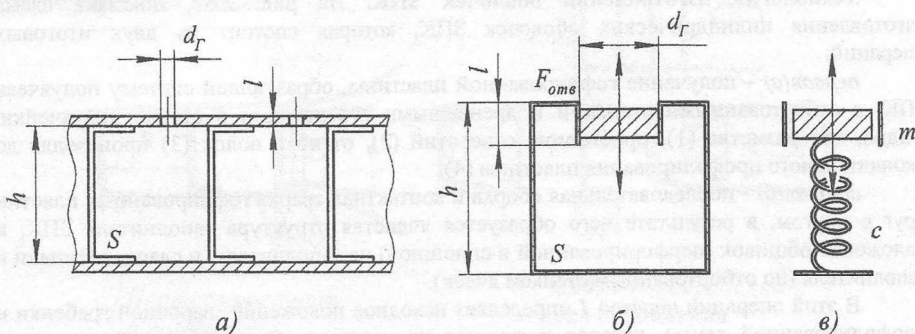


Рис. 2.65 Конструктивная схема однослойной панели ЗПК (а), физическая модель резонатора Гельмгольца (б) и гармонический осциллятор (в)

Поскольку в колебательном движении столба воздуха в резонаторе основную роль играет нормальная к входной плоскости горла составляющая звуковой скорости, то рассматривая сотовые ячейки независимо друг от друга, можно считать движение воздуха в резонаторе одномерным. Тогда собственная частота резонатора

$$f_{собст} = \frac{c}{2\pi} \cdot \sqrt{\frac{F_{oms}}{Shl}}$$

И для принятого частотного ряда панелей ЗПК можно оставлять постоянными F_{oms} , S , l и менять только высоту h получать нужные частоты резонатора. **Двухслойные панели ЗПК** используются для увеличения диапазона частот поглощения шума, при этом второй слой от источника может быть выполнен без разделения на ячейки, т.е. без наполнителя – эффективность резонаторов сохраняется.

На рис. 2.66 показаны конструкция двухслойных оболочек с фланцами и график сравнения эффективности двухслойной и однослойной оболочек. Двухслойные ЗПК имеют более широкий диапазон частот поглощения по сравнению с однослойными (при одинаковой суммарной толщине) и особенно эффективны в области высоких частот.

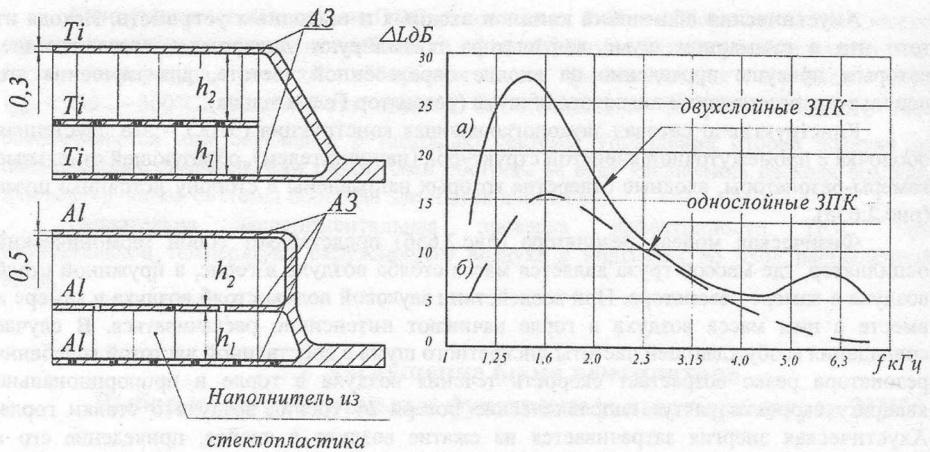


Рис. 2.66 Конструктивная схема двухслойных оболочек и график сравнения их эффективности с однослойными ЗПК

Технология изготовления оболочек ЗПК. На рис. 2.67, показана схема изготовления цилиндрических оболочек ЗПК, которая состоит из двух итоговых операций:

первая(а) - получение гофрированной пластины, образующей систему полужеек ЗПК, с отбортованными стенками и дренажными отверстиями в стенке полужеечки. Видно, что разметка (1), пробивание отверстий (2), отгибка полок (3) происходят до окончательного профилирования пластины (4).

вторая(б) - последовательная сборка и контактная сварка гофрированных пластин друг с другом, в результате чего образуется ячеистая структура заполнителя ЗПК, и наложение обшивок (перфорированной и сплошной) на заполнитель, и сварка обшивки и заполнителя (по отбортованным стенкам ячеек).

В этой операции *переход 1* определяет исходное положение сварочной гребенки и профилированной ленты, которая поступила из магазина. Сварочная гребенка имеет рабочие торцы с системой отверстий, через которые выходят сварочные электроды, размещенные на подвижной панели. Длина панели соответствует длине получаемой оболочки ЗПК.

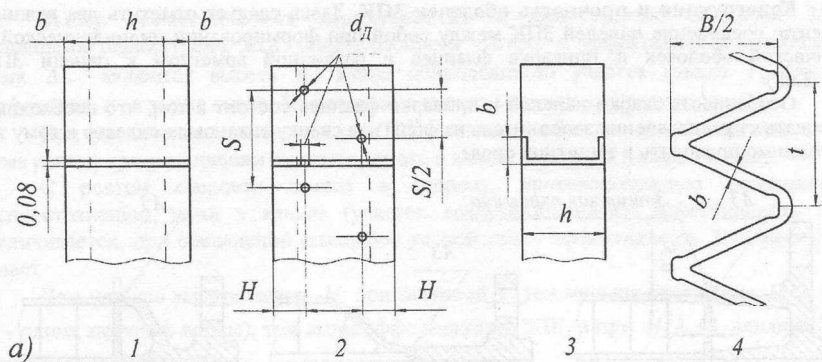
Переход 2 включает стыковку гофрированной ленты со сварочной головкой и перенос ее в зону сварки.

Переход 3 обеспечивает плотное прилегание по вертикальным площадкам и полкам (сечение Г-Г на рис. 2.67) двух стыкуемых гофрированных лент. Происходит точечная сварка по вертикальным площадкам.

Давлением сварочных роликов обе обшивки прижимаются к заполнителю, удерживаемому рабочей поверхностью сварочной гребенки. Происходит роликовая сварка перфорированной и сплошной обшивки. И цикл повторяется.

Заполнитель изготавливается из фольги, толщиной 0,05...0,08 мм, а обшивка из листа, толщиной 0,5...0,8 мм. Материал фольги: титановый сплав ВТ1 и нержавеющая сталь 12Х18Н10Т, материал обшивки титановый сплав ОТ4-1 и сталь 12Х18Н10Т. ЗПК могут изготавливаться и из стеклопластика, однако в этом случае пластины будут служить акустической облицовкой металлической силовой оболочки.

Листовой материал наполнителя должен быть пластичным (относительное удлинение $\delta > 20\%$), что обеспечивает точность формирования ячеек и отбортовок. Листы наполнителя и обшивки обрабатываются травлением для стабилизации контактного сопротивления при точечной и роликовой сварке.

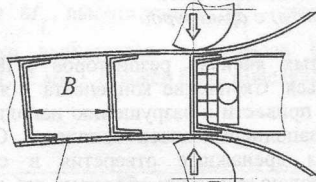


а) 1 2 3 4

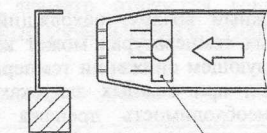
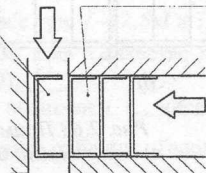
Магазин профилированных лент

Подача профилированной ленты в рабочую камеру

Сварочные ролики



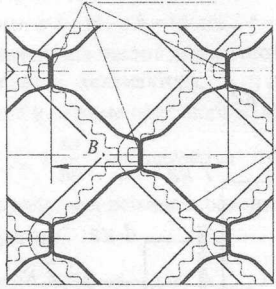
Перфорированная обшивка



Сварочная гребёнка для соединения профилированных лент

б) 3 2 1

Точечная сварка



Роликовая сварка

в)

Рис. 2.67 Геометрические параметры и технология изготовления ЗПК

Конструкция и прочность оболочек ЗПК. Здесь следует отметить два важных момента: соединение панелей ЗПК между собой при формировании цилиндрической и конической оболочек и приварка фланцев и различной арматуры к панели ЗПК (рис.2.68).

Особенность сварки панелей и приварки фланцев состоит в том, что необходимо защищать от расплавления наполнитель из фольги, а сварку титановых сплавов к тому же необходимо проводить в защитной среде.

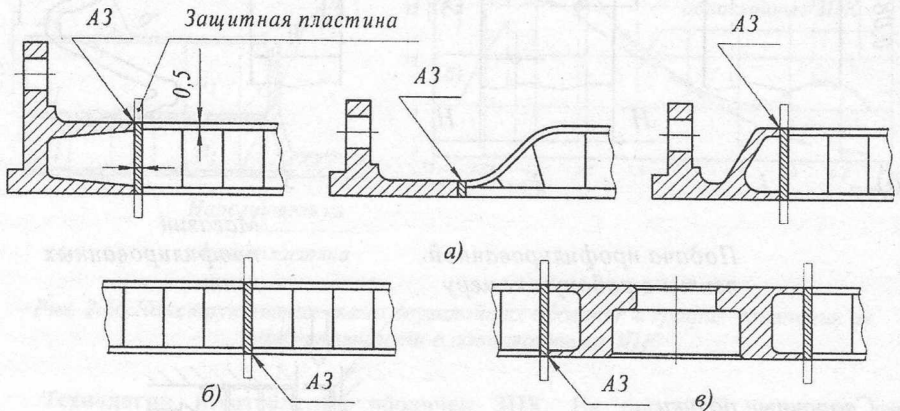


Рис. 2.68 Примеры соединения панелей ЗПК:
а) с фланцами; б) между собой; в) с арматурой

Влажный воздух, находящийся в закрытых ячейках резонаторов ЗПК, при пониженных температурах может конденсироваться. Скопление конденсата в ячейках при последующем снижении температуры может привести к разрушению наполнителя. Кроме того, при ложных запусках возможно заполнение ячеек топливом. Отсюда понятна необходимость дренажа ячеек. Через дренажные отверстия в стенках наполнителя жидкость самотёком сливается в нижнюю половину оболочек, где обычно устанавливается дренажный бачок, который опорожняется при повторном запуске путем выдавливания топлива через дренажный трубопровод на срез реактивного сопла.

Оболочка ЗПК двигателя и ВУ нагружены внутренним давлением II контура, осевыми силами и изгибом от массовых сил. Оболочки находятся в плосконапряжённом состоянии.

Мембранные напряжения в перфорированном и сплошном листе обечайки распределяются пропорционально их приведённым модулям упругости, которые у перфорированного листа на 25% ниже. Прочность наполнителя оценивается при сдвиговых деформациях.

На рис.2.69 дано сравнение весовых характеристик (вес 1 м^2 панели ЗПК) из различных материалов.

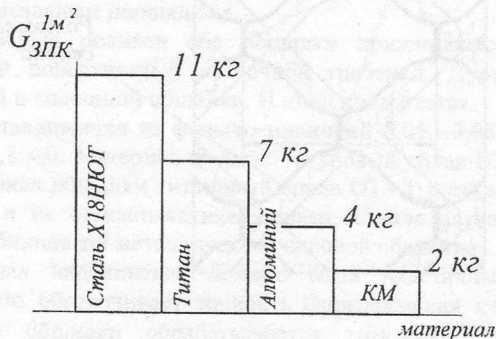


Рис. 2.69 Сравнение весовых характеристик ЗПК из различных материалов

Выбор геометрических характеристик и конструкций оболочек ЗПК. Основными параметрами ЗПК, определяющими частоту и эффективность поглощения шума ΔL , являются высота h , длина облицованного участка канала l , степень перфорации ε , а также число M сносящего потока в канале и высота канала H .

При увеличении длины участка ЗПК (площади облицовки) доля заглушаемого шума растет, при увеличении скорости потока в канале и высоты канала - падает.

С ростом скорости потока в сторону, противоположную направлению распространению звука в канале (участок воздухозаборника), эффективность ЗПК увеличивается, при совпадении (выходное устройство) - эффективность ЗПК несколько падает.

Чем меньше высота канала H при заданной l , тем меньше отношение H/λ (где λ - длина звуковой волны), тем выше эффективность ЗПК, а при $H/\lambda \geq 1$ влияние ЗПК становится малозаметным.

Степень перфорации ε_{opt} является наряду с высотой ЗПК h основным параметром, определяющим эффект заглушения шума на частоте максимального затухания f_{max} . При увеличении M потока потребная ε возрастает (при $M_{II} = 0,21$ $\varepsilon_{opt} = 5\%$, при $M_{II} = 0,42$ $\varepsilon_{opt} = 23\%$ - все при $f = 2,5 \text{ кГц}$ [20]).

Покажем процесс выбора характеристик ЗПК, взяв в качестве примера один из ТРДД, изображенный с воздухозаборником (рис.2.70).

Исходные данные: число и длина участков облицовки l_i , число M потока на участке M_i , высота канала H_i - можно задать в виде таблицы. Толщина перфорации обшивки выбирается в пределах 0,5...0,8 мм, диаметр отверстия горла ячейки $d_{oms} = 1...2 \text{ мм}$. Должен быть определен максимальный уровень шума вентилятора L_0 .

Таблица 2.1

| № участка | Длина участка l_i , мм | Число Маха на участке M_i | Высота канала на участке H_i , мм |
|-----------|--------------------------|-----------------------------|-------------------------------------|
| | | | |

Далее порядок выбора ЗПК следующий:

1. Определение потребной степени перфорации ε производится по приближенной формуле:

$$\varepsilon = 0.4h + \Delta,$$

где h в мм, а $\Delta = 0...3\%$.

При $h = 20 \text{ мм}$ $\varepsilon = 11\%$, $h = 15 \text{ мм}$, $\varepsilon = 9\%$.

2. Определение интервала частот дискретной составляющей шума. Исходные данные: z - число лопаток вентилятора, $n_{взл}$, $n_{пол.мг}$ - число оборотов вентилятора на взлетном режиме и режиме полетного малого газа.

По формуле $f_m = \frac{nz}{60}$ определяется частота дискретных составляющих шума вентилятора на взлетном режиме и режиме полетного малого газа $f_{взл}$, $f_{пол.мг}$.

Рассмотрим пример:

Для $z = 27$, $n_{взл} = 5400 \text{ об/мин}$, $n_{пол.мг} = 4400 \text{ об/мин}$, $f_{взл} = \frac{5400 \cdot 27}{60} = 2430 \text{ Гц}$,

$f_{пол.мг} = 1980 \text{ Гц}$.

3. Определение числа M потока II контура $M = C_a/a_m$. В нашем случае $M = 0.4$.

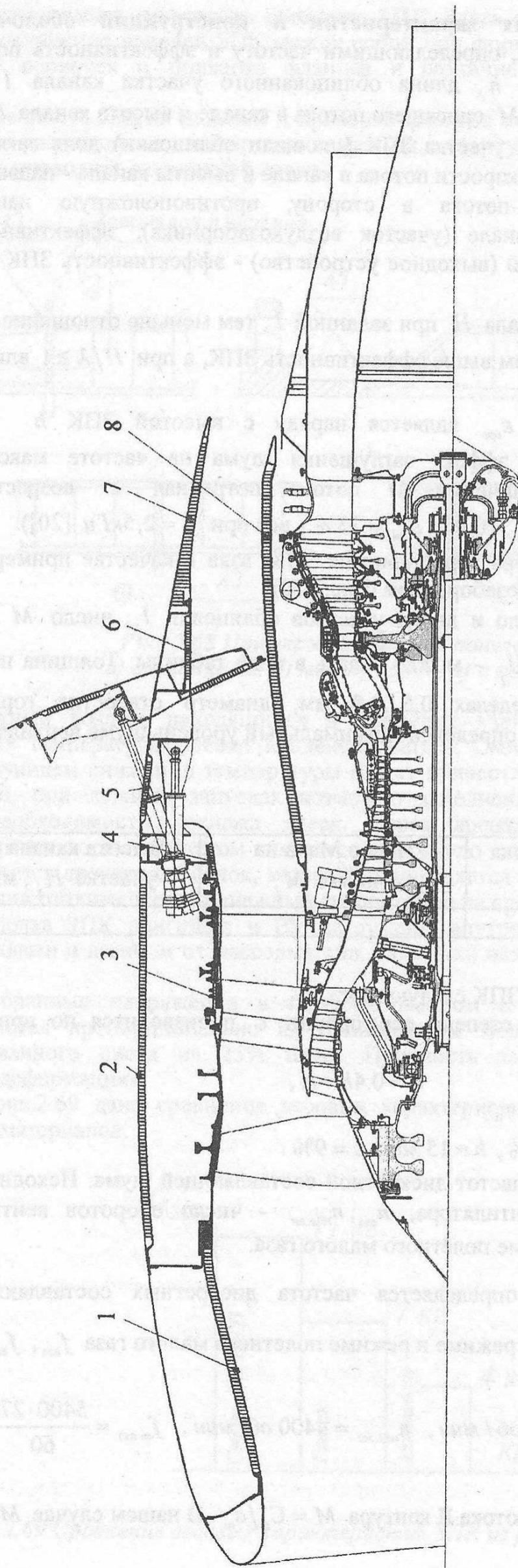


Рис. 2.70. Схема размещения панелей ЗПК на элементах ТРДД и самолетном воздухозаборнике на примере ТРДД СФМ56-7В:
 1 – входное устройство, 2 – мотогондола; 3 – НА II контура; 4, 5, 6 – элементы РУ, 7, 8 – облочки и сопло II контура

4. Определение частоты дискретной составляющей шума f_{m0} (без учета скорости потока в канале) по соотношению

$$f_m = f_{m0}(1 + 0.5M).$$

Для рассматриваемого примера $f_m = 1.2 \cdot f_{m0}$. Тогда $f_{m0} = \frac{f_m}{1.2}$, $f_{m \text{ вкл}} = 2000 \text{ Гц}$,

$$f_{m \text{ пол. мс}} = 1650 \text{ Гц}.$$

5. По графику $h = f(f_{m0})$ на рис.2.71а находим диапазон высот панели $h_1 = 15 \text{ мм}$, $h_2 = 20 \text{ мм}$. В нашем случае принимаем $h = 20 \text{ мм}$.

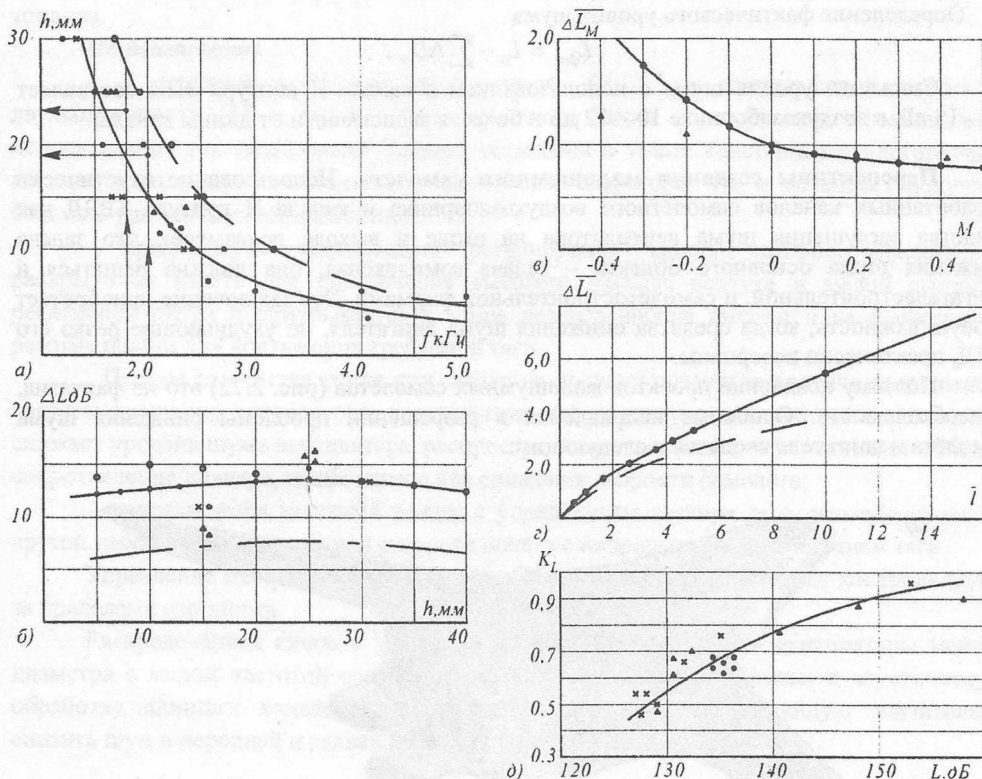


Рис. 2.71 Комплекс графических зависимостей для оценки поглощения шума на каждом участке тракта II контура ТРДД:

- $h = f(f_{m0})$ - зависимость высоты панели ЗПК от частоты дискретной составляющей шума вентилятора (без учета скорости потока в канале);
- $\Delta L_0 = f(h)$ - величина поглощения шума на каждом участке, при выбранном h ;
- $\Delta \bar{L}_M = f(M)$ - поправка на скорость потока в канале;
- $\Delta \bar{L}_l = f(l)$ - поправка на длину облицованного канала;
- $K_L = f(L)$ - поправка на базовый (максимальный) шум в канале

При выборе h необходимо ориентироваться на возможности производства, где обычно существует ряд основных размерностей панелей ЗПК.

6. Используя зависимости на рис. 2.71 б, в, г, д, определяются: $h = f(f_{m0})$, $\Delta L_0 = f(h)$, $\Delta \bar{L}_M = f(M)$, $\Delta \bar{L}_l = f(l)$, $K_L = f(L)$. Тогда заглушение шума на участке N

$$\Delta L_{\text{участка } N} = \Delta L_0 \cdot \Delta \bar{L}_M \cdot \Delta \bar{L}_l \cdot K_L,$$

Расчет рационально свести в табл. 2.2.

Таблица 2.2

| N участка | ΔL_0 | $\Delta \bar{L}_M$ | $\Delta \bar{L}_l$ | K_L | $\Delta L_{\text{участка } N}$ |
|-----------|--------------|--------------------|--------------------|-------|--------------------------------|
| | | | | | |

7. Определение фактического уровня шума

$$L_{\text{фак}} = L_0 - \sum \Delta L_{\text{уч}}.$$

Снижение уровня шума с использованием в канале II контура ЗПК составляет 10—15 дБ, в воздухозаборнике 10—12 дБ и более, в зависимости от длины канала.

Перспективы создания малошумного самолета. Использование акустически обработанных каналов самолётного воздухозаборника и канала II контура ТРДД как средства заглушения шума вентилятора на входе и выходе показывает, что задача снижения шума основного объекта – задача комплексная, она должна решаться и двигателестроительной, и самолетостроительной фирмами. Это заключение приобретает особую важность, когда средства снижения шума двигателя, не ухудшающие резко его КПД, практически исчерпаны.

Поэтому появление проектов малошумных самолётов (рис. 2.72) это не фантазия, а необходимость. Основные направления в разрешении проблемы снижения шума самолёта и двигателя сводятся к следующим:

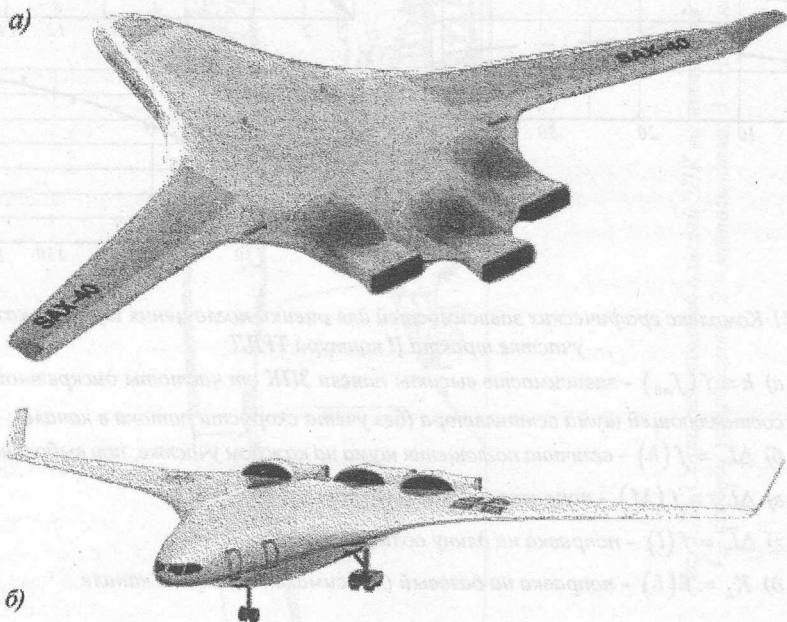


Рис. 2.72 Облик малошумного самолета SAX-40 (Великобритания):
а) на взлете; б) на посадке

По самолёту:

– самолёт имеет форму летающего крыла с выпуклой несущей частью фюзеляжа, что улучшает летные характеристики самолёта на малых скоростях и обеспечивает таким образом низкий уровень шума при заходе на посадку;

– крыло без закрылков с отогнутыми вверх концами исключает интенсивный источник шума планера, но требует применения крыла большой площади и большого угла атаки для достижения низкой скорости при заходе на посадку;

– утолщенная силовая установка повышает защищенность фюзеляжа и фактически устранивает распространение вперед шума двигателя. Расположение над верхней поверхностью фюзеляжа воздухозаборника позволяет засасывать пограничный слой с центральной части фюзеляжа, что повышает полётный КПД и уменьшает расход топлива.

По двигателю:

– в силовой установке используется ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности (18 и выше). Рассматриваются меры по снижению шума за счёт использования так называемой силовой установки с тремя кластерными двигателями, где три вентилятора приводятся от одного газогенератора, что и позволяет получить большие уровни двухконтурности;

– предлагается использовать регулируемое сопло, которое максимально раскрыто на взлёте для обеспечения высокого расхода воздуха и малой скорости реактивной струи и прикрывается в конце режима набора высоты и на крейсерском режиме полёта для достижения требуемой тяги.

Полное раскрытие сопла при заходе на посадку позволяет достичь сверхнизкой частоты вращения вентилятора, соответствующей режиму полётного малого газа, что снижает уровень шума вентилятора, распространяющегося назад, и увеличивает лобовое сопротивление планера, необходимое для снижения скорости самолёта;

– предлагается взлётный режим с управлением вектора тяги, что обеспечивает крутой набор высоты при малой скорости полёта с непрерывным увеличением тяги.

Управление площадью сопла и углом набора высоты обеспечивает контроль шума за пределами аэропорта.

Распределённая силовая установка позволяет использовать вентиляторы малого диаметра с малой частотой вращения, что снижает шум в источнике и акустическую обработку длинных каналов перед и за вентилятором, позволяющую значительно снизить шум в передней и задней полусфере.

2.3.3 Защита от попадания посторонних предметов в проточную часть компрессора

Проблема состоит в том, что при эксплуатации самолетов и вертолетов происходит повреждение двигателей предметами, попадающими во входное устройство. Это влечет за собой снижение безопасности полетов и затраты на ремонт и восстановление двигателей.

При этом наиболее уязвимым узлом и главной причиной аварий является компрессор. Соударение твердых частиц с лопатками компрессора вызывает повреждения в виде зарубок и вмятин на кромках лопаток, глубина которых выходит за пределы, установленные нормами летной годности и техническими условиями на эксплуатацию ГТД.

В запыленной и песчаной местности во вход двигателя засасывается большое количество песка и пыли, что вызывает сильное изнашивание, эрозию пера лопатки,

утонение пера и кромок, и ведет к потере нормативных значений по геометрии профиля и по прочности.

Эти нормы на глубину и форму повреждений определяются степенью снижения предела выносливости пера лопатки из-за концентрации напряжений.

Посторонние предметы принято разделять на две группы по степени их воздействия на силовую установку самолета.

К *первой группе* относят предметы, которые могут повредить лишь один из двигателей силовой установки (крупные птицы, оторвавшиеся заклепки, предметы, оставленные в ВУ).

К *второй группе* относят посторонние предметы, которые могут быть опасными для всех двигателей самолета: пыль, песок, лед, сорвавшийся с элементов ВУ, град диаметром 25...50 мм, дождь (вызывает пульсацию при работе ГТД), стаи мелких птиц массой не менее 0,085 кг и средних птиц массой не менее 0,7 кг.

Необходимо, чтобы при попадании посторонних предметов не возникало *недопустимых повреждений*, длительной потери тяги и не требовалось выключать двигатель.

Как видно, попадание посторонних предметов может произойти на земле и в воздухе. Опыт эксплуатации летательных аппаратов показывает, что наибольшее число таких случаев происходит на малых высотах (до 600 м) и на земле.

Защита двигателей от попадания посторонних предметов, находящихся на земле. Одной из причин попадания песка и мелких камней массой до 25 г с поверхности аэродрома является *воздушный вихрь* (рис. 2.73), образующийся между воздухозаборником и поверхностью земли. Вихрь – это воздушная структура, вращающаяся относительно вертикальной оси (оси, нормальной к поверхности), в центре которой образуется зона пониженного давления, соединенная с воздухозаборником. В эту зону и устремляются песок, пыль, мелкие камни.

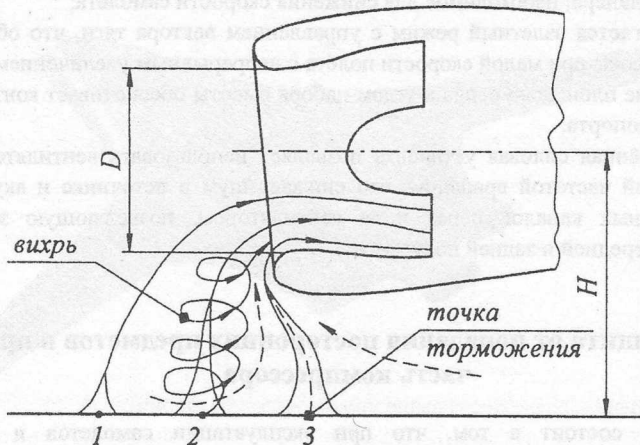


Рис.2.73 Схема образования вихря у воздухозаборника:

1 – точка торможения и вихрь при попутном ветре; 2 – точка торможения и вихрь при отсутствии ветра; 3 – точка торможения и вихрь при встречном ветре

Для образования вихря должно существовать какое-либо *внешнее возмущение* (которое вносило бы циркуляцию в поле течения воздухозаборника), *точка торможения* (где скорость движения воздуха равна нулю, чтобы вихрь не уносило течением) и *ветер переменной скорости* (при постоянной скорости ветра и при безветрии вихрь не образуется).

Тангенциальная скорость частиц воздуха в вихре есть функция расстояния от оси вращения:

$$V_{\tau} = \frac{K_r}{r},$$

где K_r - константа (интенсивность вихря);

r - радиус вихря.

Существование и интенсивность вихря зависят от высоты расположения воздухозаборника H , скорости воздуха на входе в воздухозаборник V_1 , скорости ветра V_c , диаметра входа D .

Тангенциальная скорость вихря V_{τ} пропорциональна диаметру входа D и скорости на входе V_1 , размеры вихря увеличиваются пропорционально диаметру D . Поэтому при увеличении степени двухконтурности вихрь оказывает большее влияние на двигатель, так как он охватывает большую часть высоты воздушного потока внутреннего контура.

Уменьшение высоты H над плоскостью ВПП увеличивает диапазон скоростей ветра, при которых может существовать вихрь.

Анализ влияния скорости и направления ветра на передвижение вихря показывает, что повышение скорости лобового ветра смещает основание вихря назад, а его часть внутри воздухозаборника (вершину вихря) - в направлении внешней поверхности двигателя. Соответственно попутный ветер смещает основание (точка торможения) вихря вперед, а его вершину - к оси двигателя. При боковом ветре основание смещается в направлении ветра, а вершина по окружности относительно оси ВУ.

Установлено, что передача основной доли кинетической энергии вихря твердым частицам происходит непосредственно в начальной точке или вблизи ее в момент начала движения частиц и на некотором отрезке ядра вихря. Дальнейшее движение частицы практически происходит в основном потоке перед входным отверстием ВУ без воздействия вихря.

С гладкой поверхности камни с меньшей вероятностью всасываются в двигатель посредством вихря, чем если они находятся в трещине. Находящиеся на гладкой поверхности частицы сметаются в сторону вращающимся потоком вне ядра вихря, но не подбрасываются вверх.

По-другому ведут себя частицы, над которыми проходит ядро вихря - они резко подпрыгивают вверх. Именно этот вид воздействия вихря определяет попадание посторонних частиц в воздухозаборник.

На практике вихрь чаще всего поднимает частицы, которые не могут быть сдвинуты горизонтальным ветром, например гравий, щебень, лежащий в трещинах бетонного покрытия или на земле у края бетонной полосы. Не все частицы, поднятые вихрем попадают в воздухозаборник, часть из них падает обратно на землю, хотя некоторые частицы и поднимаются выше уровня воздухозаборника.

Отсюда нетрудно наметить и меры по исключению попадания твердых частиц, камней с взлетной полосы в ВУ:

- увеличение высоты H входного устройства над полосой и одновременно экранирование входа корпусом самолета (истребитель МиГ-29);
- воздействие на воздушный вихрь (защита от вихря);
- планомерная очистка ВПП.

Защита от воздушного вихря обеспечивается его разрушением направленной воздушной струей. Струя воздуха, забираемого из компрессора, направляется с нижней кромки воздухозаборника прямо вниз на полосу. Эта струя доходит до поверхности

бетонной полосы и распространяется там во все стороны. Возникающие таким образом скорости воздуха на поверхности полосы, даже при слабой струе, будут достаточны для того, чтобы превзойти скорости, порождаемые воздухозаборником и направленные по радиусу к его центру. Таким образом, устраняется концентрация завихренности, приводящая к образованию вихря. При степени повышения давления $\pi_k = 5,0 \dots 4,0$ необходимый расход воздуха составляет $0,1 \dots 0,3\%$ от общего расхода через двигатель. Чем ближе сопло к поверхности земли, тем меньше расход воздуха. Струя должна быть направлена назад и сопло расположено впереди точки торможения для всех встречающихся условий. Угол наклона струи к горизонту должен быть в пределах $60 \dots 90^\circ$, при угле 45° вихрь разрушить не удается.

Защита от частиц песка и пыли. Газотурбинные двигатели засасывают частицы пыли, измеряемые микронами, и частицы песка, размером до 1 мм. Непрерывное всасывание пыли и песка вызывает прогрессирующую эрозию (изнашивание) деталей газозооушного тракта. Эрозионным повреждениям подвергаются главным образом лопатки компрессора. Толщина кромок лопаток малоразмерных двигателей обычно невелика, порядка $50 \dots 120$ мкм. При эрозии профили лопаток могут быть срезанными со стороны выходной кромки, в результате уменьшаются хорда и толщина лопаток, снижается КПД, запас газодинамической устойчивости компрессора и сопротивление усталости лопаток.

Опыт эксплуатации *боевых вертолетов* в условиях пустыни показывает, что это снижает ресурс двигателей на порядок (есть пример – с 1000 ч до 75 ч).

На эрозию существенно влияют размер, плотность, твердость и острота кромок частиц. Из всех компонентов природной пыли наибольшее изнашивание вызывает кварц.

Величина эрозии зависит от условий удара частицы (размер, форма, скорость частицы, угол соударения, продолжительность обдува). Эрозия как свойство материала оценивается или *массовой ε* или *объемной эрозией ε_v* :

$$\varepsilon = \frac{\text{потери материала в мг}}{\text{масса пыли в кг}} = \frac{\text{мг}}{\text{кг}}, \quad \varepsilon_v = \frac{\text{см}^3}{\text{кг}}$$

Имеются наиболее *чувствительные* к эрозии материалы, такие как стекло ($\varepsilon_v = 100 \frac{\text{см}^3}{\text{кг}}$ при обдуве кварцевой пылью с частицами $125 \dots 150$ мкм со скоростью 224 м/с при ударе под углом 90°), и *менее чувствительные* конструкционные материалы для лопаток компрессора, титановые и никелевые сплавы близки по массовой эрозии ($\varepsilon = 4,6 \text{ мг/кг}$).

Опасность эрозии есть и у *гражданских самолетов* и особенно, когда относительно чистые аэродромы расположены в пыльной местности. У *самолетов сельскохозяйственной авиации* воздух, поступающий в двигатель, может содержать химические вещества, снижающие прочность материала лопаток и их покрытий.

При эксплуатации ГТД *морской авиации* на рабочих поверхностях лопаток компрессора и турбины происходит отложение осадка, который содержит морскую соль.

Это приводит к *сульфидации*, которая представляет собой ускоренную коррозию никелевых и кобальтовых сплавов в условиях высоких температур. Это ускоряет процесс разрушения турбинных лопаток (особенно входных кромок).

К *мерам защиты у двигателей малых тяг* относят специальные входные *пылезащитные устройства (ПЗУ)* с сепарацией твердых частиц (рис. 2.74) и подбор материалов лопаток (наиболее стойкими являются никелевые сплавы и мартенситные стали) и материалов покрытий (высокая эрозионная стойкость у карбида вольфрама).

У двигателей больших тяг важная роль отводится сепарации твердых частиц в вентиляторе и подпорных ступенях ТРДД с улавливанием и отводом твердых частиц и песка во II контур.

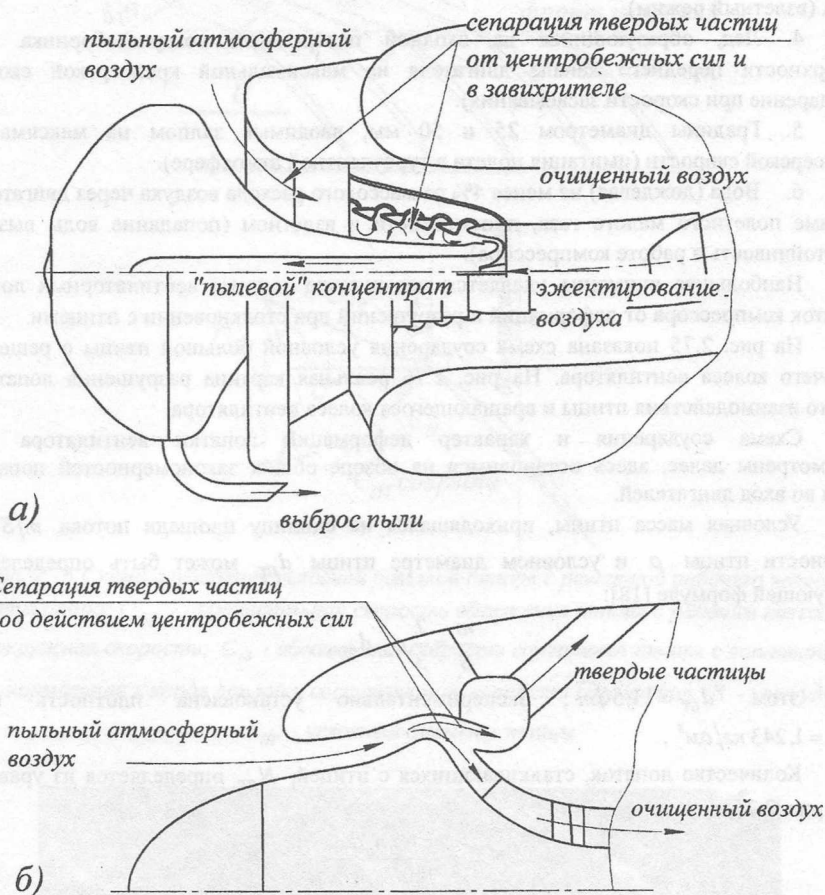


Рис. 2.74 Схемы входных устройств с улавливанием твердых частиц, пыли и песка малоразмерных двигателей: а) с рабочей поверхностью по внутренней стенке канала; б) с рабочей поверхностью по наружной стенке канала

Защита двигателя от попадания предметов, находящихся в воздухе. При эксплуатации летательных аппаратов как сам аппарат, так и двигатели испытывают удары различных предметов, которые могут находиться в воздухе: птицы, град, дождь.

Особенно уязвимы к таким столкновениям двигатели малых тяг (малая толщина пера и радиусы входных кромок).

В соответствии с нормами летной годности (АП-33) двигатели проходят испытания по забросу в воздухозаборник предметов, встречающихся в эксплуатации:

1. Небольшие птицы (не более 16 птиц массой 0,085-0,113 кг) – при взлете самолета (при скорости отрыва).
2. Птицы среднего размера (не более 8 птиц массой 0,7 кг) – при наборе высоты на начальных скоростях.

3. Большая птица (одна птица массой 1,8 кг при условии, если она может попасть во входной канал) – при наборе высоты на максимальной скорости (максимальный крейсерский режим) или при скорости отрыва, если двигатель не имеет ВНА (взлетный режим).

4. Лед, образующийся на входной поверхности воздухозаборника и на поверхности переднего канала двигателя на максимальной крейсерской скорости (соударение при скорости засасывания).

5. Градины диаметром 25 и 50 мм, вводимые залпом на максимальной крейсерской скорости (имитация полета в турбулентной атмосфере).

6. Вода (дождевая) не менее 4% от массового расхода воздуха через двигатель на режиме полетного малого газа, приемистости и взлетном (попадание воды вызывает неустойчивость в работе компрессора).

Наибольшее внимание уделяется повышению защиты вентиляторных лопаток, лопаток компрессора от деформаций и разрушений при столкновении с птицами.

На рис. 2.75 показана схема соударения условной большой птицы с решетками рабочего колеса вентилятора. На рис. 2.76 реальная картина разрушения лопаток от такого взаимодействия птицы и вращающегося колеса вентилятора.

Схема соударения и характер деформаций лопатки вентилятора будут рассмотрены далее, здесь остановимся на обзоре общих закономерностей попадания птиц во вход двигателей.

Условная масса птицы, приходящаяся на единицу площади потока m/S , при плотности птицы ρ и условном диаметре птицы $d_{пт}$ может быть определена по следующей формуле [18]:

$$\frac{m}{S} = \frac{2}{3} \rho_{пт} d_{пт},$$

при этом $d_{пт} = 11,5 \sqrt[3]{m}$; экспериментально установлена плотность птицы $\rho_{пт} = 1,243 \text{ кг/дм}^3$.

Количество лопаток, сталкивающихся с птицей, $N_{пт}$ определяется из уравнения (см. рис. 2.75)

$$N_{пт} = \frac{N_{л} n_{в} d_{пт}}{720 C_{пт} \cos \beta},$$

где $N_{л}$ - количество лопаток рабочего колеса вентилятора;

$n_{в}$ - частота вращения вентилятора в об/мин;

Ширина части птицы, попадающей на лопатку, $b_{пт}$:

$$b_{пт} = \frac{d_{пт}}{N_{пт}}.$$

Количество поврежденных лопаток и ширина $b_{пт}$ зависят от места удара по высоте лопатки и скорости $C_{пт}$.

Скорость соударения $C_{уд}$ линейно увеличивается с ростом окружной скорости и уменьшением скорости движения птицы. Она слабо зависит от скорости птицы при ударе у корня лопатки и сильнее при ударе на конце лопатки.

Скорость соударения C_N , определяющая степень повреждения лопатки, равна составляющей скорости, нормальной к главной оси инерции лопатки (см. рис. 2.75):

$$C_N = (U + C_{пт} \sin \beta) \cos \phi - C_{пт} \cos \beta \sin \phi.$$

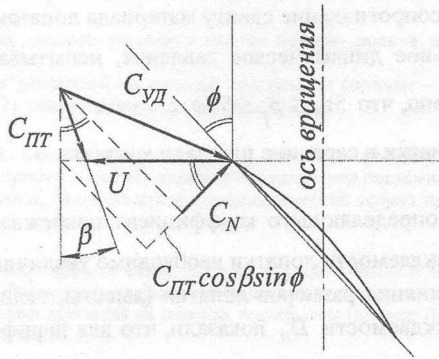
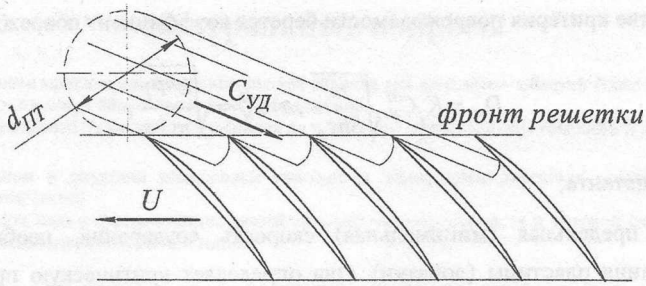


Рис. 2.75 Схема соударения условной большой птицы с решеткой рабочего колеса вентилятора: $C_{пт}$ - относительная скорость сближения птицы с рабочим колесом; U - окружная скорость; $C_{уд}$ - абсолютная скорость соударения птицы с лопаткой РК; C_N - нормальная к хорде лопатки составляющая скорости соударения, β - угол удара; $d_{пт}$ - условный диаметр птицы

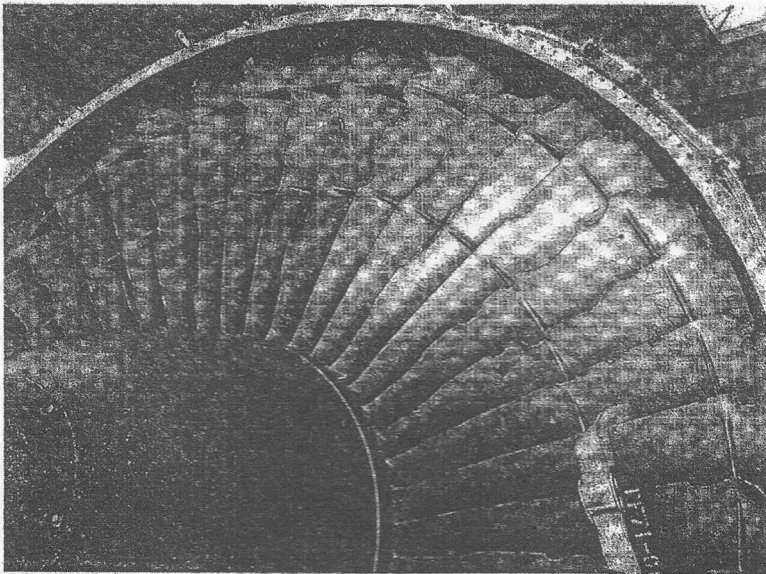


Рис. 2.76 Разрушение лопаток вентилятора при столкновении с птицей

В качестве критерия повреждаемости берется коэффициент повреждаемости D_{II} :

$$D_{II} = K_i C_N^{II} \sqrt{\frac{m}{Sh\tau_B}}, \text{ а } C_N^{II} = \sqrt{\frac{ghp_i}{m/s}},$$

где K_i - константа;

C_N^{II} - предельная (минимальная) скорость соударения, необходимая для пробивания пластины (лопатки). Она определяет критическую продолжительность пробивания;

τ_B - временное сопротивление сдвигу материала лопаток;

p_i - максимальное динамическое давление, испытываемое лопаткой в точке удара; установлено, что $5\tau_B \leq p_i \leq 5.8\tau_B$;

h - толщина лопатки в середине площади контакта.

Из выражения, определяющего коэффициент повреждаемости D_{II} , следует, что для уменьшения повреждаемости лопатки необходимо увеличивать толщину лопатки h .

Исследования влияния размеров лопатки (высоты, толщины) или величины тяги на коэффициент повреждаемости D_{II} показали, что для периферийных сечений лопаток (у корня лопаток D_{II} меньше в 2 раза) он может принимать также значения:

| Коэффициент D_{II} | Тяга двигателя P_0 , кН |
|----------------------|---------------------------|
| 0,40 | 225 |
| 0,55 | 30 |
| 0,70 | 7 |

С уменьшением размерности двигателя опасность повреждения лопаток при встрече с птицей растет.

Контрольные вопросы

1. При синхронном проектировании двигателя как объекта для самолета – объекта более высокого уровня – необходим постоянный обмен проектной информацией.
Обрисуйте взаимодействие проектировщиков на начальном этапе создания самолета и двигателя.
2. Важным этапом в создании компоновки самолета и компоновки двигателя является разработка их силовых систем (схем).
Воспроизведите схему существующих связей силовой системы самолета и силовой системы двигателя с кратким анализом уровней декомпозиции.
3. Важную роль в прочностном анализе конструкции самолета играет разработка общей схемы нагружения.
Какие силы действуют на самолет в горизонтальном полете и как возникает подъемная сила на крыле?
4. Выбор схемы размещения силовой установки играет важную роль в создании общей компоновки самолета.
Дайте анализ размещения двигателей на пилонах под крылом (пример – Ил-96) и в хвостовой части фюзеляжа (пример – Ил-62), указав преимущества и недостатки.
5. Размещением двигателей над крылом дозвукового самолета (пример – Ан-72) и под крылом сверхзвукового самолета (пример – Ту-144) добиваются увеличения подъемной силы.
Изобразив подвеску двигателя, покажите какой аэродинамический эффект проявляется в первом и втором случаях.
6. Для снижения отрицательного эффекта взаимовлияния на работу крыла и двигателя при размещении его на пилонах под крылом выбираются размеры выносов двигателя относительно крыла.
Изобразите схему размещения двигателя на пилонах под крылом (пример ДС-10 на рис. 2.10) с анализом размеров и конструкции пилона.
7. В конструктивно-силовой системе воплощается заглавная идея, концепция проектируемого двигателя.
Дайте определение конструктивно-силовой системы ГТД, проведите анализ всех критериев ее выбора.
8. На элементы силовой системы ГТД действуют газовые, инерционные, термические и другие силы.
Пользуясь первым уравнением Эйлера напишите формулу для расчета осевой силы, действующей на дозвуковое входное устройство и реактивное сопло. Почему при этом не рассматриваются термические силы?
9. На элементы газоздушного тракта: воздухозаборник, компрессор, камера сгорания, турбина и реактивное сопло – действуют осевые газовые силы, сумма которых равна стартовой тяге двигателя.
Распишите формулы осевых сил, действующих на эти элементы, и оцените направления действия осевых сил на каждый узел, направление силы тяги и осевой силы, действующей на РУП.
10. Для уменьшения осевой силы, действующей на РУП ротора ГТД, известен набор конструктивных приемов (число их 5...6).
Охарактеризуйте эти приемы и назовите наиболее эффективный.
11. Инерционные нагрузки на элементы самолета и двигателя, возникающие при эволюциях самолета нормируются коэффициентами эксплуатационной перегрузки η_x^3 , η_y^3 , η_z^3 .
Исследуя эволюции самолета: разбег, посадку, развороты, выход из пикирования – покажите знак и величину инерционных сил, коэффициенты эксплуатационной перегрузки и действие гироскопического момента.
12. Основным источником общей вибрации двигателя является роторная вибрация, причина которой в дисбалансе ротора.
Используя выражение критической частоты вращения ротора на жестких и упругих опорах, сделайте анализ конструктивных мер по отстройке от опасных резонансов. Используйте пример RB.199.
13. При изучении связей роторов 2- и 3-вальных ТРДД отмечается два важных момента: место установки стяжного устройства и опасность задевания валов.
Рассмотрите стяжное устройство роторов компрессора и турбины ТРДФ М.53-Р2 фирмы SNECMA и укажите, какие основные функции оно выполняет, какие нагрузки воспринимает каждый элемент стяжки и где следует располагать стяжное устройство по длине ротора.
14. Важное значение для снижения общей вибрации двигателя и для гарантии малых радиальных зазоров в компрессоре и турбине имеет выбор силовой системы статора (корпуса) двигателя.
Дайте анализ всех известных силовых систем корпуса с рекомендациями их применения.

15. В авиационных двигателях используются подшипники легких, особо легких и сверхлегких серий, высокого и особо высокого класса точности. Авиационные подшипники проходят ресурсную доводку. Дайте характеристику серий и классов точности авиационных подшипников и сформулируйте требования к посадкам подшипников в корпус и на вал при разных вариантах вращающихся колец.
16. Эволюция конструктивно-силовых схем 2- и 3-вальных ТРДД отражает процесс совершенствования авиационных ГТД больших и малых тяг. Проведите анализ конструктивно-силовых схем 2-вальных ТРДД JT9D, НК-8, АИ-25, PW6000 и 3-вальных RB.211-535, НК-56 и Д18-Т и укажите тенденции в формировании облика авиационного ТРДД.
17. Проектирование подвески двигателя на самолете увязывается с выбором конструктивно-силовой схемы его корпуса, так как повышенные деформации корпуса при подвешивании двигателя снижают его экономичность и вибрационную надежность. Сделайте анализ этого положения на примере установки ТРДД ПС-90А на самолете Ил-96 и сформулируйте требования к схеме и конструкции подвески и конструкции корпуса и опор.
18. Одна из проблем обеспечения безопасности полетов – это исключение обледенения самолета и двигателя. На двигателе и самолете приходится устанавливать систему противообледенения (ПОС). Покажите необходимость защиты самолета и двигателя от обледенения. Каковы внешние условия (температура, влажность воздуха) возникновения обледенения? Как образуется лед на поверхности крыла и элементах двигателя?
19. Сбрасывание льда с поверхности крыла самолета, с кока и лопаток компрессора двигателя основано чаще на подогреве поверхности, на которой образуется лед. Но есть и другие способы. Представьте все способы устранения обледенения на элементах самолета и двигателя, сделайте анализ их эффективности и привлекательности.
20. Одним из основных средств заглушения шума является использование звукопоглощающих конструкций (ЗПК). Каков принцип заглушения шума в ячейках ЗПК? Какова зависимость эффективности ЗПК от высоты воздушного канала H контура (H), от числа Маха потока (M_{II}), степени перфорации (ϵ), длины участка ЗПК (l)?
21. Звукопоглощающая конструкция (ЗПК) – сложная сварная структура из тонкостенных оболочек с системой отверстий разного назначения. Изложите кратко технологию изготовления ЗПК, конструкцию и технологию приварки фланцев, арматуры к оболочкам ЗПК.
22. При эксплуатации самолетов и вертолетов происходит повреждение двигателей мелкими камнями (до 25г), песком и пылью, попадающими во вход с земли. Одной из причин этого является воздушный вихрь. Покажите процесс возникновения воздушного вихря у воздухозаборника, механизм засасывания твердых частиц и методы защиты от вихря.
23. Твердые частицы, ударяясь, вызывают забоины на лопатках компрессора, эрозию, изнашивание лопаток, резко снижают ресурс (иногда на порядок) и ухудшает параметры компрессора и двигателя. Раскройте опасность попадания камней, песка и пыли в воздухозаборник, конструктивные меры по улавливанию твердых частиц: пылезащитные устройства (ПЗУ) для двигателей малых тяг и сепарация и улавливание в двигателях больших тяг. Покажите принципы действия каждого устройства.
24. При полете самолет и двигатель испытывают удары от столкновения с предметами, находящимися в воздухе: птицы, град, вода дождевая, лед, образующийся на поверхности воздухозаборника, ребрах опор. Необходимо раскрыть механизм встречи птиц с решеткой профиля колеса компрессора, схему повреждения лопатки при ударе птицы, града, льда и способы защиты.
25. Какие процессы происходят при втекании в двигатель сверхзвуковой воздушной струи. Какова природа прямых и косых скачков уплотнения и соответствующее исполнение сверхзвукового воздухозаборника?
26. Сверхзвуковые входные устройства выполняются с внешним, внутренним и смешанным сжатием. Как выбираются: форма и число поверхностей сжатия, площадь входа, углы ступенчатого конуса (клина)?
27. Воспроизведите эпюры осевых сил в сверхзвуковом входном устройстве с центральным телом и сделайте вывод о направлении осевой силы и доли этой силы в формировании тяги ТРДДФ.
28. Согласование работы компрессора и сверхзвукового входного устройства по режимам полета требует управления положением скачков уплотнений и впускными и выпускными устройствами. Покажите положение этих элементов входного устройства на дозвуковом и сверхзвуковом полете.

Проектные задания

Используя продольный разрез ГТД, вначале вычленив конструктивно-силовую схему и разделить двигатель на сборочные единицы (модули). Затем изменить конструктивно-силовую схему в соответствии с заданием. Выполнить конструкцию части опоры с РУП и конструкцию стяжного устройства ротора НД с техническими требованиями к сборке этих элементов.

Провести расчет осевых и радиальных сил, действующих на ротор каскада ВД, и выбрать радиально-упорный подшипник в соответствии с профилем полета (режимами работы двигателя) и назначенным ресурсом.

Составить в 3Д схему подвески двигателя на самолете, выполнить расчет усилий в стержнях и расчет на прочность наиболее нагруженного стержня (проушина, труба, сварное соединение, резьба, болт и т.д.).

1. ТРДД НК-8. Для упрощения конструкции, снижения шума и веса двигателя выполнить конструктивную схему без передней опоры и ВНА, разместив радиально-упорный подшипник ротора НД в средней опоре у 1-й ступени вентилятора.

Крепление 3 двигателей в хвостовой части фюзеляжа, проектировать подвеску левого двигателя.

Исходные данные: $P_0 = 100 \text{ кН}$, $m = 1.0$, $\pi_{K\Sigma}^* = 11$, $\pi_{КВД} = 6.5$, $P_1 \approx 0.6P_0$,
 $n_{ВД} = 7500 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1270 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 2500 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.

2. ТРДДФ RB.199. Провести анализ конструктивно-силовой схемы и объяснить преимущество и недостатки размещения РУП каскада НД в турбине, а также управление радиальными зазорами в компрессоре ВД. Для упрощения конструкции выполнить ротор НД двухопорным. РУП расположить в опоре вентилятора, используя разгрузку его в зоне турбины НД.

Крепление 2 двигателей в хвостовой части фюзеляжа (левый).

Исходные данные: $P_0 = 45 \text{ кН}$ ($P_{0\phi} = 76 \text{ кН}$), $m = 1.1$, $\pi_{K\Sigma}^* = 25$, $\pi_{КВД} = 6.0$,
 $n_{ВД} = 14000 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1590 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 1040 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 3000 \text{ ч}$.

3. ТРДД Д-30КУ. Конструктивно-силовая система двигателя включает ротор ВД на 3 опорах и ротор НД на 4 опорах.

Ставится задача придать силовой схеме современное исполнение: выполнить ротор ВД на 2 опорах, а ротор НД на 3 опорах.

Крепление 3 двигателей в хвостовой части фюзеляжа (центральный).

Исходные данные: $P_0 = 108 \text{ кН}$, $m = 2.4$, $\pi_{K\Sigma}^* = 20.5$, $\pi_{КВД} = 9.5$, $P_1 \approx 0.7P_0$,
 $n_{ВД} = 10120 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1405 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 2650 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.

4. ТРДД RB.211-524. Это первый ТРДД, созданный по трехвальной схеме, но конструктивно-силовая схема двигателя, как показала дальнейшая практика, оказалась сложной (8 подшипников).

Для упрощения конструкции двигателя необходимо уменьшить число подшипников до шести.

Крепление двигателей на пилонах под крылом.

Исходные данные: $P_0 = 226 \text{ кН}$, $m = 4.4$, $\pi_{K\Sigma}^* = 29$, $\pi_{КВД} = 5$, $P_1 \approx 0.2P_0$,
 $n_{ВД} = 10000 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1550 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 4475 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.

5. ТРДД «Тэй». Двигатель имеет сложную двухвальную систему роторов с межвальным радиально-упорным подшипником ротора НД (7 подшипников).

Сделать конструктивно-силовую схему с ротором ВД на двух подшипниках, а ротор НД – на трех.

Крепление двигателей на пилонах под крылом.

Исходные данные: $P_0 = 62.8 \text{ кН}$, $m = 3.0$, $\pi_{K\Sigma}^* = 15.6$, $\pi_{КВД} = 6.1$, $P_1 \approx 0.32P_0$,
 $n_{ВД} = 12500 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1320 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 1515 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.

6. **ТРДД ПС-90А.** Двигатель имеет конструктивно-силовую схему корпуса с двойной замкнутой связью, что исключает использование кольцевой камеры сгорания.
Выполнить конструктивно-силовую схему, где корпус с одинарной внешней связью, ротор ВД на 2 опорах, размещенных под центром масс компрессора и турбины, ротор НД на 3 опорах с РУП в средней опоре.
Крепление двигателей на пилонах под крылом.
Исходные данные: $P_0 = 157 \text{ кН}$, $m = 4.5$, $\pi_{K\Sigma}^* = 35$, $\pi_{КВД} = 13.2$, $P_1 \approx 0.32P_0$,
 $n_{ВД} = 10200 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1640 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 2950 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.
7. **ТРДД АИ-25.** Одним из недостатков конструктивно-силовой системы двигателя является 4-опорная схема ротора НД, ВНА вентилятора и 3-ступенчатый вентилятор – мощный источник шума.
Выполнить конструктивно-силовую схему с 3-опорным ротором НД, вентилятор одноступенчатый без ВНА с тремя подпорными ступенями.
Крепление 3 двигателей в хвостовой части фюзеляжа (правый).
Исходные данные: $P_0 = 14.7 \text{ кН}$, $m = 2.2$, $\pi_{K\Sigma}^* = 8.0$, $\pi_{КВД} = 4.0$, $P_1 \approx 0.32P_0$,
 $n_{ВД} = 16640 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1145 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 348 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 25000 \text{ ч}$.
8. **ТРДФ АЛ-21Ф.** Двигатель имеет 3-опорный ротор и внешнюю одинарную связь в системе корпусов.
Для упрощения конструкции и снижения веса выполнить конструктивно-силовую схему с двойной незамкнутой связью корпусов компрессора и турбины, с двухопорным ротором и расположением РУП под центром масс ротора компрессора, а роликовый – перед турбиной.
Крепление одного двигателя в хвостовой части фюзеляжа.
Исходные данные: $P_0 = 76.4 \text{ кН}$ ($P_{\text{оф}} = 110 \text{ кН}$), $\pi_K^* = 14.6$, $n = 14000 \text{ об/мин}$,
 $T_r^* = 1385 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 2000 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.
9. **ТВД НК-12МВ.** Двигатель имеет 4-опорный ротор и немодульную конструкцию (турбина монтируется на общей сборке).
Выполнить ротор двухопорным подведя переднюю опору под центр масс ротора компрессора, а заднюю опору под центр масс турбины. Соединив ротор компрессора валом-бочкой, обеспечить модульность конструкции.
Крепление двигателей под крылом (по типу Ту-114).
Исходные данные: $N_{\text{э}} = 11025 \text{ кВт}$ (15000 л.с.), $\pi_K^* = 9.3$, $n = 10000 \text{ об/мин}$,
 $T_r^* = 1250 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 3065 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 15000 \text{ ч}$.
10. **ТРДД JT9D.** Конструктивно-силовую систему двигателя по числу опор можно считать пионерской: два ротора – четыре подшипника. Однако малая жесткость ротора НД и корпуса двигателя оказывает отрицательное влияние на радиальные зазоры в турбокомпрессоре.
Увеличить жесткость ротора ВД, подведя переднюю опору под центр масс ротора компрессора, сделав корпус газогенератора с двойной стенкой, и ротора НД за счет введения 3-й опоры. $P_0 = 218 \text{ кН}$,
 $m = 5.0$, $\pi_{K\Sigma}^* = 23.3$, $\pi_{КВД} = 8.0$, $P_1 \approx 0.2P_0$, $n_{ВД} = 7850 \text{ об/мин}$, $n_{НД} = 3620 \text{ об/мин}$,
 $T_r^* = 1598 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 4000 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.
11. **ТВД НК-4А.** Двигатель при проектировании и первых испытаниях имел двухопорный ротор, однако повышенные вибрации при проходе через критические обороты «заставили» сделать ротор трехопорным.
Выполнить ротор 2-опорным, подведя переднюю опору газогенератора под центр масс ротора компрессора и заднюю опору под центр масс ротора турбины. Соединение роторов компрессора и турбины валом-бочкой. Сделать конструкцию двигателя модульной.
Исходные данные: $N_{\text{э}} = 2944 \text{ кВт}$ (4000 л.с.), $\pi_K^* = 7.7$, $n = 20000 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1250 \text{ К}$,
 $m_{\text{дв}} = 870 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.

12. **ТРДД BR720.** Двигатель имеет двухступенчатую турбину ВД и 4-ступенчатую турбину НД. Для увеличения жесткости 2-опорного ротора ВД необходимо сократить расстояние между опорами путем подведения передней опоры под центр масс ротора компрессора, использованием корпуса с двойной незамкнутой связью и размещением опоры турбины ВД перед турбиной. Крепление 2 двигателей в хвостовой части на пилонх (левый).
Исходные данные: $P_0 = 90 \text{ кН}$, $m = 4.5$, $\pi_{K\Sigma}^* = 35.0$, $\pi_{KBД} = 12.0$, $P_1 \approx 0.3P_0$, $n_{ВД} = 12000 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1570 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 2100 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.
13. **ТРДФ М.88-2.** Двигатель имеет ВНА и переднюю опору 3-ступенчатого вентилятора, заднюю опору за турбиной НД. Исключить из конструктивно-силовой системы ВНА и сделать опору турбины между каскадами турбины ВД и НД, сократив таким образом расстояние между опорами роторов и всего двигателя. Крепление одного двигателя в хвостовой части фюзеляжа.
Исходные данные: $P_0 = 60 \text{ кН}$ ($P_{\text{оф}} = 75 \text{ кН}$), $m = 0.3$, $\pi_{K\Sigma}^* = 25$, $\pi_{KBД} = 5.7$, $P_1 \approx 0.65P_0$, $n_{ВД} = 15000 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1880 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 897 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 3000 \text{ ч}$.
14. **ТРДФ РД-33.** Двигатель имеет ВНА и в системе ротора каскада ВД – межвальный подшипник. Необходимо выявить положительные и отрицательные стороны присутствия этих элементов в конструктивно-силовой системе и разработать вариант ее без ВНА с размещением опоры турбины между турбинами ВД и НД, что позволит исключить межвальный подшипник и уменьшить вес. Ротор НД сделать двухопорным. Крепление двух двигателей в хвостовой части фюзеляжа (левый).
Исходные данные: $P_0 = 56.15 \text{ кН}$ ($P_{\text{оф}} = 82.8 \text{ кН}$), $m = 0.49$, $\pi_{K\Sigma}^* = 21$, $\pi_{KBД} = 5.0$, $P_1 \approx 0.5P_0$, $n_{ВД} = 14200 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1536 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 1050 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 3000 \text{ ч}$.
15. **ТРДФ АЛ-31Ф.** Двигатель имеет ВНА вентилятора, который выполняет функции передней опоры каскада НД и опору турбины с межвальным подшипником ротора ВД. Имеются возможности уменьшить габариты и вес двигателя. Разработать конструктивно-силовую систему без ВНА и межвального подшипника. Крепление одного двигателя в хвостовой части фюзеляжа.
Исходные данные: $P_0 = 100 \text{ кН}$ ($P_{\text{оф}} = 125.5 \text{ кН}$), $m = 0.571$, $\pi_{K\Sigma}^* = 23$, $\pi_{KBД} = 5.5$, $P_1 \approx 0.5P_0$, $n_{ВД} = 12000 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1650 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 1530 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 3000 \text{ ч}$.
16. **ТРДД V2500.** Двигатель с утвердившейся в последние десятилетия конструктивно-силовой системой: 2-опорный ротор ВД и 3-опорный ротор НД, имеет опору турбины ВД в зоне повышенных температур. Затруднена подводка коммуникаций (маслосистема, система суфлирования, система охлаждения опоры). Разработать конструктивно-силовую систему с межвальным подшипником опоры турбины ВД. Для сохранения расстояния между опорами ротора ВД подвести переднюю опору под центр масс ротора компрессора. Крепление двигателя на пилонх под крылом.
Исходные данные: $P_0 = 113.4 \text{ кН}$, $m = 5.72$, $\pi_{K\Sigma}^* = 30.3$, $\pi_{KBД} = 12.2$, $P_1 \approx 0.18P_0$, $n_{ВД} = 11000 \text{ об/мин}$, $T_r^* = 1700 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 2240 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.
17. **ТРДФ Р11Ф2-300.** Двухвальный ТРД без ВНА с 3-опорным ротором НД, из них 2 с межвальными подшипниками и радиально-упорным подшипником в турбинной опоре. Конструктивно-силовая схема корпуса с двойной замкнутой связью (2-я связь осуществляется болтом, проходящим через пустотелую сопловую лопатку, и это затрудняет оптимальное конструирование лопатки).

Выполнить измененный вариант конструктивно-силовой схемы с наружной связью в силовой системе корпуса и расположением опоры турбины между турбинами ВД и НД, что исключает межвальный подшипник. РУП ротора ВД выполнить с одним подшипником.

Крепление одного двигателя в хвостовой части фюзеляжа.

Исходные данные: $P_0 = 38 \text{ кН}$ ($P_{0\phi} = 60 \text{ кН}$), $\pi_{K\Sigma}^* = 9.0$, $\pi_{КВД} = 3.6$, $n_{ВД} = 10000 \text{ об/мин}$, $T_G^* = 1200 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 1117 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 3000 \text{ ч}$.

18. **ТРДФ Р29Б-300.** Двухвальный ТРД, выполненный по схеме: 5 ступеней КНД – 1 ступень ТНД, 6 ступеней КВД – 1 ступень ТВД, имеет конструктивно-силовую схему корпуса с двойной замкнутой связью, ротор ВД на 3 опорах, ротор НД на 4 опорах (3 межвальных подшипника). Всего 6 подшипников.

Упростить конструктивно-силовую схему: сделать ротор ВД на 2 опорах, ротор НД на 3 опорах, введя опору между КВД и КНД и между ТВД и ТНД и выполнив конструктивно-силовую схему корпуса с внешней связью.

Крепление двух двигателей в хвостовой части фюзеляжа (левый).

Исходные данные: $P_0 = 41.2 \text{ кН}$ ($P_{0\phi} = 112.7 \text{ кН}$), $\pi_{K\Sigma}^* = 12.2$, $\pi_{КВД} = 4.0$, $n_{ВД} = 10000 \text{ об/мин}$, $T_G^* = 1400 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 1777 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 3000 \text{ ч}$.

19. **ТРДД PW2000.** Двухвальный двигатель с традиционным расположением опоры ТВД перед турбиной, силовым корпусом с двойной разомкнутой связью. Расположение подшипника в «горячей» зоне и трудности подвода трубопроводов (масло, суфлирование, охлаждение воздухом) является недостатком такой компоновки.

Изменить конструктивно-силовую схему, выполнив опору турбины между ТВД и ТНД, соединение роторов КВД и ТВД валом-бочкой, РУП ротора ВД под центром масс КВД.

Крепление двигателя на пилонах под крылом.

Исходные данные: $P_0 = 160 \text{ кН}$, $m = 6.0$, $\pi_{K\Sigma}^* = 28.1$, $\pi_B = 1.7$, $P_1 \approx 0.2P_0$, $n_{ВД} = 10200 \text{ об/мин}$, $T_G^* = 1550 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 3263 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 20000 \text{ ч}$.

20. **ТРДФ F100-PW-229.** Двигатель имеет традиционную для фирмы Пратт Уитни конструктивно-силовую схему каскада ВД – опора ТВД перед турбиной, схема корпуса – двойная разомкнутая связь. ВНА вентилятора входит в состав передней опоры каскада НД.

Для упрощения схемы убрать ВНА, а переднюю опору ротора НД связать со средней опорой конусной консолью, подшипники опор ротора ТВД и ТНД сформировать на 1-м сопловом аппарате ТНД. Сохранить расстояния между опорами каскада ВД подведением передней опоры каскада ВД под центр масс КВД.

Крепление двух двигателей в хвостовой части фюзеляжа (правый).

Исходные данные: $P_0 = 78 \text{ кН}$ ($P_{0\phi} = 127 \text{ кН}$), $m = 0.42$, $\pi_{K\Sigma}^* = 31$, $\pi_{КВД} = 3.7$, $P_1 \approx 0.5P_0$, $n_{ВД} = 12700 \text{ об/мин}$, $T_G^* = 1700 \text{ К}$, $m_{\text{дв}} = 1652 \text{ кг}$, $\tau_{\Sigma} = 3000 \text{ ч}$.

Список литературы

1. Формирование технических объектов на основе системного анализа / В.Е. Руднев, В.В. Володин, К.М. Лучанский [и др.]. – М.: Машиностроение, 1991. – 320 с.
2. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.
3. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. Кн. 3: Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / В.В. Кулагин, С.К. Бочкарев, И.М. Горюнов [и др.]; под общ. ред. В.В. Кулагина. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.; ил.
4. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев [и др.]; под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
5. Авиация: энциклопедия / гл. ред. Г.П. Свищев. – М.: Большая Российская Энциклопедия, 1994. – 736 с. : ил.
6. Кандебо, Стенли В. Цель фирмы «GE» - восемнадцатимесячный двигатель / Стенли В. Кандебо // ЦИАМ. Экспресс-информация по материалам иностранной печати. Серия: авиационное двигателестроение. – 2003. – №1.
7. Ануров, Ю.М. Основы обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей и энергетических установок / Ю.М. Ануров, Д.Г. Федорченко. – СПб.: СПб-ГПУ, 2004. – 390с.
8. Демин, Ф.И. Технология изготовления основных деталей газотурбинных двигателей: учеб. пособие / Ф.И. Демин, Н.Д. Проничев, Н.Л. Шитарев. – М.: Машиностроение, 2002. – 328 с. : ил.
9. Белоусов, А.И. Конструктивные методы снижения шума авиационных двигателей: учеб. пособие / А.И. Белоусов, И.С. Загузов; под ред. акад. Н.Д. Кузнецова. – Куйбышев: КуАИ, 1982. – 96с.
10. Леднин, А.Г. Аэродинамические источники шума / А.Г. Леднин, В.М. Кузнецов, Е.А. Леонтьев. – М.: Машиностроение, 1981. – 248 с.
11. Белоусов, А.Н. Теория и расчет авиационных лопаточных машин: учебник / А.Н. Белоусов, Н.Ф. Мусаткин, В.М. Радько. – Самара: ФГУП. Изд-во «Самарский дом печати», 2003. – 306 с.
12. Старцев, Н.И. Конструкция и проектирование ВРД. Изучение и анализ конструкции: учеб. пособие / Н.И. Старцев. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2002. – 303 с.
13. Постников, А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ / А.М. Постников. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 286с.
14. Зрелов, В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы (часть 1): учеб. пособие / В.А. Зрелов. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2002. – 210 с.
15. Зрелов, В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы (часть 2): учеб. пособие / В.А. Зрелов. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2002. – 250 с.
16. Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати) / под ред. Л.Н. Сорокина. ЦИАМ (все издания).
17. Трунов, О.К. Обледенение самолетов и средства борьбы с ним / О.К. Трунов. – М.: Машиностроение, 1963. – 248 с.: ил.
18. Защита авиационных ГТД от повреждения посторонними предметами (по материалам открытой иностранной печати) / ЦАГИ. – 1998.
19. Основы расчета, конструирования и испытания противообледенительных систем авиационных газотурбинных двигателей / А.Н. Антонов, Н.К. Аксенов, А.В. Горячев [и др.]. – М.: ЦИАМ, 2001. – 267 с.
20. Загузов, И.С. Акустика газовых потоков в каналах со звукопоглощающими стенками / И.С. Загузов, А.И. Ицкевич, А.П. Комаров. – Куйбышев: Куйбышев. гос. ун-т, 1986. – 85 с.
21. Кузнецов, Н.Д. Эквивалентные испытания авиационных двигателей / Н.Д. Кузнецов, В.И. Цейтлин. – М.: Машиностроение, 1976. – 216 с.
22. Подшипники качения: справочник-каталог / Р.В. Коросташевский, В.Н. Нарышкин [и др.]. – М.: Машиностроение, 1984. – 286с.
23. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки» / С.А. Вьюнов, Ю.И. Гусев, А.В. Карпов [и др.]; под общ. ред. Д.В. Хромина. – М.: Машиностроение, 1989. – 368 с.

Заключение

Достижения авиадвигателестроения во 2-й половине XX века, когда зародилась и достигла выдающихся результатов наука о создании турбореактивных двигателей, являются вдохновляющим примером для грядущих поколений.

Создание отечественного турбореактивного двигателестроения и конструкторских школ – яркая страница в советской и отечественной истории. Сделано это усилиями и талантом выдающихся конструкторов, ученых и организаторов производства. Их имена должны знать молодые люди, связавшие свою судьбу с авиацией.

Многолетний опыт преподавания автором курса “Конструкция и проектирование авиационных ГТД” выявил ряд начальных разделов, которые недостаточно глубоко и устойчиво воспринимаются студентами:

- зарождение идеи, концепции двигателя;
- взаимосвязи основного объекта – двигателя и объекта более высокого уровня – самолета;
- роль входного устройства в решении задач шумоглушения, обледенения и сепарации посторонних частиц.

В пособии сделаны шаги по подбору материала по этим разделам и разъяснениям.

Покажется не совсем правдоподобным утверждение, что студенты самолетного и двигательного факультетов зачастую знают о возникновении подъемной силы крыла в рамках 8-го класса средней школы, не ведая о теории крыла Н.Е. Жуковского.

Хотя и обидно это слышать выпускнику авиационного вуза, но к сожалению это так. Поэтому в пособии сделан краткий экскурс в теорию обтекания крыла.

Начальный этап проектирования сопряжен с решениями большого числа разноплановых задач. Показать зарождение и создание новой конструкции и есть основа создания этого пособия.