

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

**ПРОЕКТНЫЕ ЗАДАНИЯ ПО ПРОЕКТИРОВАНИЮ
ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЕЙ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРЕХМЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ
ЧАСТЬ I**

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве методических указаний*

САМАРА
Издательство СГАУ
2006

УДК 621.452.221.3.01(075.8)

ББК

П79



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэро-
космических и геоинформационных технологий"**

Рецензент *д-р техн. наук, проф. В.Б.Балякин*

Проектные задания по проектированию основных узлов двигателей с использованием трехмерного моделирования. Часть I: метод. указания / [сост. *Н.И.Старцев, А.С. Виноградов*]. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 58 с.: 13 ил.

В методических указаниях содержатся 150 проектных заданий по изучению конструктивно-силовых схем двигателей, конструкции компрессора и турбины с использованием трехмерного моделирования. Приведены методики расчета осевой силы, выбора радиально-упорного подшипника, составления схемы подвески и расчета ее элементов на прочность, расчета осевых и радиальных зазоров, расчета корпуса на непробиваемость, методики выбора хвостовиков рабочих лопаток.

Методические указания предназначены для студентов факультета двигателей летательных аппаратов, обучающихся по специальности "Авиационные двигатели и энергетические установки". Подготовлены на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов.

УДК 621.452.221.3.01(075.8)

ББК

Оглавление

Условные обозначения	4
Предисловие	8
Введение.....	9
1 Проектная работа «Конструктивно-силовые схемы ГТД»	10
1.1 Общие требования.....	10
1.2 Проектные задания.....	10
1.3 Подбор подшипников по динамической грузоподъемности С	18
1.4 Определение осевых газовых сил.....	19
1.4.1 Осевой компрессор	19
1.4.2 Газовая турбина.....	21
1.5 Методика расчета и выбор РУП	22
1.5.1 Определение радиальной нагрузки, действующей на подшипники	23
1.5.2 Определение осевой силы, действующей на РУП.....	23
1.5.3 Определение динамической эквивалентной нагрузки	23
1.5.4 Выбор РУП и расчет его ресурса.....	25
1.6 Расчет узлов крепления двигателя к летательному аппарату	25
1.6.1 Усилия, действующие на узлы крепления двигателя к летательному аппарату	25
1.6.2 Расчет подвески.....	26
1.7 Требования к чертежу РУП.....	27
1.8 Требования к чертежу стержня устройства	27
2 Проектная работа «Компрессоры ГТД».....	28
2.1 Общие требования.....	28
2.2 Проектные задания.....	29
2.3 Расчет радиальных зазоров	33
2.4 Определение радиального зазора первой лопатки.....	34
2.5 Радиальный зазор пятой лопатки.....	36
2.6 Определение зазоров в промежуточных сечениях	37
2.7 Расчет непробиваемости корпуса	38
3 Проектная работа «Турбины ГТД»	40
3.1 Общие требования.....	40
3.2 Проектные задания.....	40
3.3 Выбор хвостовика лопатки.....	45
3.3.1 Выбор геометрии хвостовика.....	45
3.3.2 Нагрузка на хвостовик	45
3.3.3 Напряжения в хвостовике.....	45
3.3.4 Коэффициенты запаса.....	46
3.4 Выбор системы охлаждения лопаток	46
Заключение	47
Список литературы	48
Приложение 1	49
Приложение 2	51
Приложение 3	53
Приложение 4	55

Условные обозначения

Основные условные обозначения:

P - тяга двигателя, Н (кН)

N - мощность, Вт (кВт)

$m_{ов}$ - масса двигателя, кг

T - температура, К

p - давление, Па (кПа)

c - скорость потока, м/с

$\pi_{к\Sigma}^*$ - суммарная степень повышения давления в компрессоре и вентиляторе внутреннего контура

π_B^* - степень повышения давления в вентиляторе

π_K^* - степень повышения давления в компрессоре

n - частота вращения, об/мин

m - степень двухконтурности

Параметры, употребляемые при расчете грузоподъемности и долговечности подшипника:

C - динамическая грузоподъемность, Н

L - долговечность, миллионы оборотов

L_h - долговечность, рабочие часы

A - динамическая эквивалентная нагрузка, Н

F_r - радиальная нагрузка на подшипник или радиальная составляющая от действующей на подшипник нагрузки, Н

F_a - осевая нагрузка на подшипник или осевая составляющая от действующей на подшипник нагрузки, Н

X - коэффициент динамической радиальной нагрузки

Y - коэффициент динамической осевой нагрузки

V - коэффициент вращения колец относительно вектора нагрузки при расчете динамической эквивалентной нагрузки

K_σ - коэффициент безопасности, учитывающий влияние на долговечность подшипника действия переменных нагрузок

K_T - коэффициент, учитывающий влияние температурного режима на долговечность подшипника

Параметры, употребляемые при расчете осевых газовых сил:

P_a - осевая газодинамическая сила, Н

G - массовый расход, кг/с

F - площадь, м²

R - радиус, м

Параметры, употребляемые при расчете узлов крепления двигателя к летательному аппарату:

$G_{дв}$ - вес двигателя, Н

$L_{дв}$ - длина двигателя, м
 Ω - угловая скорость самолета при эволюции, рад/с
 ω - угловая скорость ротора, рад/с
 η - коэффициент эксплуатационной перегрузки
 S_i - усилие в i стержне, Н
 F_i - площадь поперечного сечения i стержня, м²
 d_i - диаметр i стержня, м

Параметры, употребляемые при расчете радиальных зазоров:

δ - зазор, мм
 r_n - наружный радиус обода диска, мм
 E_d - модуль упругости диска, МПа
 U_d^c - упругая деформация диска, мм
 U_d^t - тепловое расширение диска, мм
 l_l - длина лопатки, мм
 U_l^c - упругая вытяжка лопатки, мм
 U_l^t - тепловое удлинение лопатки, мм
 U_3^c - упругая вытяжка лопатки из замка, мм
 U_k^t - тепловое расширение корпуса турбокомпрессора, мм
 U_k^c - упругое расширение статора, мм
 U_{Π} - радиальный зазор в подшипниках, мм
 $U_{дем}$ - радиальный ход в демпферах, мм
 t_B - температура воздуха, °C
 E_{cp}^t - средний модуль упругости, МПа
 α_d - коэффициент линейного расширения, K⁻¹
 α_l - коэффициент линейного расширения, K⁻¹
 E_c - модуль упругости корпуса, МПа

Параметры, употребляемые при расчете корпуса на непробиваемость:

E_k - кинетическая энергия оторвавшейся лопатки, Дж
 W - потенциальная энергия корпуса, Дж
 h - высота лопатки, м
 S - ширина лопатки, м
 b - толщина лопатки, м
 M - масса лопатки, кг
 $R_{цт}$ - радиус центра тяжести лопатки, м
 τ_{cp} - предел сопротивления срезу, МПа
 S_K - ширина лопатки в верхней части, м
 h_K - толщина корпуса, м
 l - периметр, м

Параметры, употребляемые при выборе хвостовика лопатки и при определении напряжений в хвостовике:

P - центробежная сила

m_1 - масса лопатки

r_i - радиус

ω - угловая скорость

n - частота вращения ротора

P_i - центробежная сила, приходящаяся на один зуб хвостовика

z - число зубьев

$\overline{\sigma}_i$ - напряжение от единичной силы

b - длина паза в диске,

x - длина паза с чертежа

$\gamma_{уст}$ - угол установки лопатки в диске

σ - напряжение

τ - касательное напряжение

S - шаг зубьев

k_i - коэффициент запаса

$\sigma_{0,2}^t$ - условный предел текучести

$\sigma_{B\tau}^t$ - предел длительной прочности

θ - глубина охлаждения лопаток

$\overline{q}_{охл}$ - относительный расход охладителя

T_i^* - полная температура

T - статическая температура

Индексы:

* - параметры заторможенного потока

в – винт, вентилятор

ВД – каскад высокого давления

дв – двигатель

н – номинальный

к – компрессор

кр – крейсерский

м.г. – малый газ

НД – каскад низкого давления

0 – параметры максимального режима в САУ на уровне моря при $M_n=0$

СД – каскад среднего давления

ср – средний

т – турбина

ф – форсажная камера

Σ - суммарный

Γ - сечение за камерой сгорания

$охл$ - охлаждение

L - лопатка

CM - смятие

$ИЗГ$ - изгиб

CP - срез

$ЦМ$ - центр масс

Сокращения:

ГТД – газотурбинный двигатель

кВ(Н)Д – компрессор высокого (низкого) давления

ЛА – летательный аппарат

САУ – стандартные атмосферные условия

ТВаД – турбовальный двигатель

ТВ(В)Д – турбовинтовой (турбовинтоventиляторный) двигатель

ТРД(Д) – турбореактивный двигатель (двухконтурный)

ТРДДФ – двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой

Предисловие

Одним из этапов формирования инженера-конструктора в процессе обучения в университете является приобретение навыков проектирования отдельных элементов авиационных ГТД и наземных энергетических установок. Этот процесс идет одновременно с изучением курсов «Основы проектирования АД и ЭУ», «Компьютерное проектирование основных узлов АД и ЭУ», которые являются основными в системе специальной подготовки.

Представленные в методических указаниях проектные задания призваны решить две основные задачи. Это изучение созданных отечественных и зарубежных конструкций авиационных двигателей (подразумевается, что в ходе выполнения восьми проектных работ студент познакомится как минимум с таким же числом конструкций) и приобретение навыков творческой работы, неразрывно связанной со способностью вырабатывать новые идеи и критическим, но в то же время основанным на глубоком знании предмета, отношением к уже созданным образцам.

Навыки проектирования элементов двигателя, как и любые другие навыки, вырабатываются постоянной тренировкой, состоящей в стремлении шаг за шагом осваивать различные методы и приемы решения проектных задач, совершенствовать свое мастерство, которое, в свою очередь, должно выражаться в оригинальности и обоснованности предлагаемых решений, в правильности и аккуратности графического исполнения, в скорости выполнения работы. Успешное решение проектных задач призвано подготовить студента к следующим этапам обучения: сквозному курсовому проекту и дипломному проекту.

Проектные задачи составлены применительно к отдельным узлам и системам двигателя и в той последовательности, в какой проектирование узлов излагается в лекционных курсах. За методическую основу взята разработанная на кафедре КиПДЛА СГАУ компьютерная база АД и ЭУ – результат многолетней работы педагогов и студентов.

Авторы выражают глубокую признательность студентам Н.В. Батурину, В.С. Гуленкову, Н.В. Пелешко, А.А. Романовой, Е.А. Лазаревой, Н.В. Фролову за помощь в подготовке материалов методических указаний.

Введение

Каждый авиационный ВРД или созданный на его основе двигатель наземного применения концентрирует в себе идеи, технические решения и научные достижения своего времени. Этот информационный задел нужно использовать в процессе обучения и изучать конструкцию двигателя по определенной схеме, чтобы, не перегружая студента второстепенными деталями, а основываясь на общих принципах проектирования, выделить наиболее ценные решения, которые имеют долговременное действие и применение.

Отсюда важность создания системы изучения конструкции авиационных ВРД, так как через знакомство с оригинальными конструкциями, через их изучение и анализ, идет осмысление и передача опыта проектирования.

Данные методические указания являются частью этой системы и состоят из двух частей. В первой части содержатся проектные задания по изучению конструктивно-силовой схемы, двигателя, конструкции компрессора и турбины. Во второй части собраны задания, касающиеся основной и форсажной камер сгорания, конструкции опор, реактивного сопла и реверсивного устройства. Проектные задания закрепляют знания, полученные студентами на лекциях и в ходе выполнения лабораторных работ.

В ходе выполнения первого проектного задания студентом выполняется конструктивно-силовая схема двигателя и ее модернизация. Суть работы состоит в изучении силовых связей в конструкции двигателя и передачи результирующих усилий на летательный аппарат. Кроме схемы студентом выполняется расчет осевых сил в одном из каскадов турбокомпрессора, на его основе осуществляется выбор радиально-упорного подшипника, составляется трехмерная схема подвески двигателя на летательном аппарате и проводится расчет стержней подвески. В графической части работы, помимо исходной и измененной схем двигателя, приводятся чертежи узла радиально-упорного подшипника и стяжного устройства.

Начиная со второго задания, посвященного компрессорам ВРД, студент изучает и вносит изменения в конструкцию соответствующего узла. Во второй проектной работе выполняется расчет и выбор хвостовика, расчет осевых и радиальных зазоров в проточной части компрессора, расчет корпуса на непробиваемость. Графическая часть работы должна содержать чертежи исходной и измененной конструкции, а также трехмерное изображение элемента конструкции согласно выданному заданию.

В третьей проектной работе вносятся изменения в конструкцию турбины, осуществляется выбор параметров системы охлаждения, расчет хвостовика елочного типа и бандажной полки. Последний расчет выполняется с помощью программного комплекса ANSYS. Аналогично второй работе, здесь также делается трехмерное моделирование элемента конструкции по заданию преподавателя.

На основании многолетнего опыта подготовки студентов рекомендуется каждую из работ защищать перед комиссией преподавателей. Многократное повторение процедуры защиты способствует выработке у студента умения четко, ясно и в строго отведенное время изложить суть выполненной работы, по- существу ответить на задаваемые вопросы, а также подготавливает студента к защите квалификационной работы – дипломного проекта. Сам доклад и основные положения работы рекомендуется выполнять в виде презентации.

Данные методические указания сориентированы на базовую специальность 160301 «Конструирование и проектирование АД и ЭУ», однако они могут быть применены и при подготовке студентов других специальностей факультета ДЛА путем сокращения части заданий.

1. ПРОЕКТНАЯ РАБОТА «КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ГТД».

1.1. Общие требования

Цель работы:

Научиться вычленять из продольного разреза ГТД конструктивную схему, делить двигатель на сборочные единицы (модули), изменять конструктивную схему в соответствии с заданием и решать предложенные инженерные задачи.

Содержание графической части:

- 1) Продольный разрез ГТД – формат А1 (из базы данных);
- 2) Исходная и измененная конструктивные схемы в произвольном масштабе в формате А4;
- 3) Конструкция части опоры с РУП в масштабе М1:1;
- 4) Конструкция стяжного устройства в масштабе М1:1;
- 5) Схема подвески 3D в произвольном масштабе.

Содержание расчетной части:

- 1) Провести расчет осевых и радиальных сил, действующих на ротор и опоры каскада ВД и выбрать радиально-упорный подшипник (РУП) в соответствии с профилем полета и назначенным ресурсом;
- 2) Составить схему подвески, выполнить расчет усилий в стержнях и расчет на прочность элементов стержня (проушина, труба, сварное соединение, резьба и т.д.).

Текстовая часть должна иметь средний объем 8-12 стр., быть набранной в редакторе Word, десятым размером шрифта. Она включает в себя концепцию и задание, приведенные на отдельном листе, и все разделы, перечисленные ниже.

Введение:

- 1) Анализ исходной и конструктивной схемы по 6 критериям. Модульность;
- 2) Расчет осевых и радиальных сил, действующих в опоре ротора. Выбор РУП. (Если в задании не оговорено отдельно, то выбор РУП осуществляется для каскада ВД);
- 3) Расчет подвески;
- 4) Анализ конструкции стяжного устройства;
- 5) Расчетная схема для оценки прочности.

Заключение.

1.2. Проектные задания

1. Двигатель М53-Р2 имеет трехопорный ротор и внешнюю связь с силовой схемой корпусов.

Проектная задача. Для упрощения конструкции двигателя и снижения веса выполнить конструктивную схему двигателя М53-Р2 с двойной незамкнутой связью корпусов компрессора и турбины двухопорным ротором.

Крепление одного двигателя в фюзеляже.

Ограничения. Опору с роликовым подшипником расположить перед турбиной.

2. Двигатель АИ-20 имеет трехопорный ротор и внешнюю связь с силовой схемой корпусов.

Проектная задача. Для упрощения конструкции двигателя и снижения веса выполнить конструктивную схему двигателя АИ-20 с двойной незамкнутой связью корпусов компрессора и турбины двухопорным ротором.

Крепление 2-х двигателей на крыле.

Ограничения. Опору с роликовым подшипником расположить перед турбиной.

3. Двигатель Д-30КУ имеет сложную двухвальную систему роторов с межвальным радиально-упорным подшипником ротора НД и с двойной замкнутой связью корпусов компрессора и турбины.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя Д-30КУ и после анализа ее преимуществ и недостатков выполнить конструктивную схему этого двигателя с меньшим числом опор.

Крепление 3-х двигателей в хвостовой части (центральной).

Ограничения. Установить радиально-упорные подшипники НД и ВД в средней опоре, опору турбины ВД выполнить с помощью межвального подшипника, исключить межвальный радиально-упорный подшипник.

4. Двигатель НК-8 доказал свою надежность многолетней широкой эксплуатацией, а надежность, не в последнюю очередь, связана с относительной простотой конструкции. Однако конструкцию можно было бы упростить еще.

Проектная задача. Для упрощения конструкции и снижения веса и шума двигателя НК-8 выполнить конструктивную схему его без передней опоры и ВНА.

Крепление 3-х двигателей в хвостовой части (левой).

Ограничение. Разместить радиально-упорный подшипник НД в средней опоре у первой ступени вентилятора.

5. Двигатель RB211-535 - первый ТРДД, созданный по трехвальной схеме, но конструктивная схема двигателя, как показала дальнейшая практика создания таких ТРДД, оказалась сложной (8 подшипников).

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему ТРДД RB211-535 и упростить ее, уменьшив число подшипников до шести.

Крепление двигателя на пилоне под крылом, пилон расположен в тракте II контура.

Ограничение. Расположение опор турбины сохранить.

6. Двигатель «Тэй» имеет сложную двухвальную систему роторов с межвальным радиально-упорным подшипником ротора НД и с двойной замкнутой связью корпусов компрессора и турбины.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя «Тэй» и после анализа ее преимуществ и недостатков выполнить конструктивную схему этого двигателя с меньшим числом опор.

Крепление двигателя на пилоне под крылом.

Ограничения. Установить радиально-упорные подшипники НД и ВД в средней опоре, опору турбины ВД выполнить с помощью межвального подшипника, исключить межвальный радиально-упорный подшипник.

7. ТВВД GE 36 с биротативной турбиной имеет важное преимущество — отсутствует редуктор, доводка которого при большой (более 10 тыс. л.с.) передаваемой мощности является значительной проблемой.

Проектная задача. Разработать конструктивную схему двухвального ТВВД со свободной биротативной турбиной, на вращающемся роторе и статоре которой закреплены лопасти двухрядного винтовентилятора.

Ограничение. Рассмотреть вариант с толкающим винтовентилятором.

8. В конструкции трехвального двигателя RB 199 предусмотрены меры для снижения осевой силы, действующей на каждый радиально-упорный подшипник: имеются разгрузочные полости и в компрессоре, и в турбине.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя RB 199 и выделить разгрузочные полости. Ввести регулирование осевой силы, действующей на радиально-упорный подшипник ротора ВД.

Крепление 2-х двигателей в хвостовой части (правой).

Ограничение. Сохранить межвальный радиально-упорный подшипник и показать его роль в разрешении проблемы осевой силы.

9. В двухвальном и трехвальном ТРДД радиальный зазор между валами приходится выполнять минимальным (до 5 мм), что вызывает опасность задевания валов из-за прогиба при проходе через критические частоты вращения или при эволюциях самолета.

Для исключения опасных прогибов в двигателе ПС-90А введен межвальный подшипник, но это усложняет конструкцию и снижает надежность.

Проектная задача. Для упрощения конструкции и исключения опасных прогибов валов изменить конструктивную схему двигателя ПС-90А таким образом, чтобы исключить межвальный подшипник, но уменьшить расстояние между опорами компрессора и турбины НД.

Ограничение. Убрать заднюю опору.

10. Увеличение параметров цикла влечет рост частоты вращения ротора и осевой силы, что создает проблему обеспечения работоспособности радиально-упорного подшипника.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя Д-36 и изменить ее таким образом, чтобы радиально-упорный подшипник ротора СД стал межвальным с целью повышения его работоспособности.

Крепление на пилонах под крылом (АН-72).

Ограничение. Конструкцию опор турбины не изменять.

11. Увеличение параметров цикла влечет рост частоты вращения ротора и осевой силы, что создает проблему обеспечения работоспособности радиально-упорного подшипника.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя НК-56 и изменить ее таким образом, чтобы радиально-упорный подшипник ротора СД стал межвальным с целью повышения его работоспособности.

Ограничение. Конструкцию опор турбины не изменять.

12. При увеличении частоты вращения снижается величина осевой нагрузки, которую может воспринимать шариковый радиально-упорный подшипник. Одним из приемов снижения частоты вращения является применение межвального подшипника, работающего на разности частот вращения роторов.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему ТРДД PW 530 и выполнить конструктивную схему с межвальным радиально-упорным подшипником ВД с целью повышения его работоспособности.

Крепление в хвостовой части, центральный двигатель.

Ограничение. Расположение опор турбины сохранить.

13. Конструктивную схему двигателя JT9D можно считать классической по числу опор: два ротора — четыре подшипника. Однако малая жесткость ротора НД оказывает отрицательное влияние на радиальные зазоры в турбокомпрессоре.

Проектная задача. Для повышения жесткости ротора НД воспроизвести в масштабе 1:10 и изменить конструктивную схему двигателя JT9D, введя дополнительную опору.

Крепление двигателя на пилонах под крылом (пилон находится во II контуре).

Ограничение. Расположение опор в турбине сохранить.

14. Для повышения работоспособности радиально-упорного подшипника при больших значениях осевых сил прибегают к активному регулированию осевой силы по режимам работы двигателя.

Проектная задача. Для повышения работоспособности радиально-упорного подшипника ротора ВД ввести в конструктивную схему двигателя F404 фирмы устройство, позволяющее управлять осевой силой.

Ограничение. Устройство ввести в зоне радиально-упорного подшипника.

15. Увеличение параметров цикла влечет рост частоты вращения ротора и осевой силы, что создает проблему обеспечения работоспособности радиально-упорного подшипника.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя «Адур» и изменить ее таким образом, чтобы радиально-упорный подшипник ротора СД стал межвальным с целью повышения его работоспособности.

Крепление двигателя в хвостовой части.

Ограничение. Конструкцию опор турбины не изменять.

16. Двигатель АИ-25 доказал свою надежность многолетней широкой эксплуатацией, а надежность, не в последнюю очередь, связана с относительной простотой конструкции. Однако конструкцию можно было бы упростить еще.

Проектная задача. Для упрощения конструкции и снижения веса и шума двигателя АИ-25 выполнить конструктивную схему его без передней опоры и ВНА.

Крепление 3-х двигателей, как на Як-40 (рассмотреть центральный двигатель).

Ограничение. Разместить радиально-упорный подшипник НД в средней опоре у первой ступени вентилятора.

17. Двигатель АЛ-21Ф имеет трехопорный ротор и внешнюю связь с силовой схемой корпусов.

Проектная задача. Для упрощения конструкции двигателя и снижения веса выполнить конструктивную схему двигателя АЛ-21Ф с двойной незамкнутой связью корпусов компрессора и турбины двухопорным ротором.

Крепление одного двигателя по типу МИГ-23Б.

Ограничения. Опору с роликовым подшипником расположить перед турбиной.

18. Увеличение параметров цикла влечет рост частоты вращения ротора и осевой силы, что создает проблему обеспечения работоспособности радиально-упорного подшипника.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя Д-436 и изменить ее таким образом, чтобы радиально-упорный подшипник ротора СД стал межвальным с целью повышения его работоспособности.

Крепление 2-х двигателей, как на Ту-134 (рассмотреть левый двигатель).

Ограничение. Конструкцию опор турбины не изменять.

19. Двигатель НК-12 имеет трехопорный ротор и внешнюю связь с силовой схемой корпусов.

Проектная задача. Для упрощения конструкции двигателя и снижения веса выполнить конструктивную схему двигателя НК-12 с двойной незамкнутой связью корпусов компрессора и турбины двухопорным ротором.

Выполнить ротор трехопорным, статически определимым, двигатель модульным.

Крепление двигателя на крыле.

Ограничения. Опору с роликовым подшипником расположить перед турбиной.

20. Конструктивную схему двигателя JT9D можно считать классической по числу опор: два ротора — четыре подшипника. Однако малая жесткость ротора НД оказывает отрицательное влияние на радиальные зазоры в турбокомпрессоре.

Проектная задача. Для повышения жесткости ротора НД воспроизвести в масштабе 1:10 и изменить конструктивную схему двигателя JT9D, введя дополнительную опору.

Крепление двигателя на пилонх под крылом (пилон расположен во II контуре).

Ограничение. Расположение опор в турбине сохранить.

21. Для повышения работоспособности радиально-упорного подшипника при больших значениях осевых сил прибегают к активному регулированию осевой силы по режимам работы двигателя.

Проектная задача. Для повышения работоспособности радиально-упорного подшипника ротора ВД ввести в конструктивную схему двигателя М-88 устройство, позволяющее управлять осевой силой.

Дополнительно ввести межвальный РУП на НД по типу RB 211.

Крепление одного двигателя в хвостовой части.

Ограничение. Устройство ввести в зоне радиально-упорного подшипника.

22. Двигатель «SPEY» имеет сложную двухвальную систему роторов с межвальным радиально-упорным подшипником ротора НД и с двойной замкнутой связью корпусов компрессора и турбины.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя «Спей» и после анализа ее преимуществ и недостатков выполнить конструктивную схему этого двигателя с меньшим числом опор.

Крепление, как на Ту-154 (рассмотреть правый двигатель).

Ограничения. Установить радиально-упорные подшипники НД и ВД в средней опоре, опору турбины ВД выполнить с помощью межвального подшипника, исключить межвальный радиально-упорный подшипник.

23. Для повышения работоспособности радиально-упорного подшипника при больших значениях осевых сил прибегают к активному регулированию осевой силы по режимам работы двигателя.

Проектная задача. Для повышения работоспособности радиально-упорного подшипника ротора ВД ввести в конструктивную схему двигателя F110 устройство, позволяющее управлять осевой силой.

Крепление одного двигателя в хвостовой части.

Ограничение. Устройство ввести в зоне радиально-упорного подшипника.

24. Увеличение параметров цикла влечет рост частоты вращения ротора и осевой силы, что создает проблему обеспечения работоспособности радиально-упорного подшипника.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя «Ларзак» и изменить ее таким образом, чтобы радиально-упорный подшипник ротора СД стал межвальным с целью повышения его работоспособности.

Крепление 2-х двигателей в хвостовой части (рассмотреть левый двигатель).

Ограничение. Конструкцию опор турбины не изменять.

25. В конструкции трехвального двигателя RB-211-535 предусмотрены меры для снижения осевой силы, действующей на каждый радиально-упорный подшипник: имеются разгрузочные полости и в компрессоре, и в турбине.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя RB-211-535 и выделить разгрузочные полости. Ввести регулирование осевой силы, действующей на радиально-упорный подшипник ротора ВД.

Крепление на пилоне под крылом. Пилон расположен в тракте II контура.

Ограничение. Сохранить межвальный радиально-упорный подшипник и показать его роль в разрешении проблемы осевой силы.

26. Двигатель RB-211 - первый ТРДД, созданный по трехвальной схеме, но конструктивная схема двигателя, как показала дальнейшая практика создания таких ТРДД, оказалась сложной (8 подшипников).

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему ТРДД RB-211 и упростить ее, уменьшив число подшипников до шести.

Крепление на пилоне под крылом. Пилон расположить в тракте II контура.

Ограничение. Расположение опор турбины сохранить.

27. При увеличении частоты вращения снижается величина осевой нагрузки, которую может воспринимать шариковый радиально-упорный подшипник. Одним из приемов снижения частоты вращения является применение межвального подшипника, работающего на разности частот вращения роторов.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему ТРДД PW-4000 и выполнить конструктивную схему с межвальным радиально-упорным подшипником ВД с целью повышения его работоспособности.

Крепление на пилоне под крылом.

Ограничение. Расположение опор турбины сохранить.

28. Увеличение параметров цикла влечет рост частоты вращения ротора и осевой силы, что создает проблему обеспечения работоспособности радиально-упорного подшипника.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя PW-2000 и изменить ее таким образом, чтобы радиально-упорный подшипник ротора СД стал межвальным с целью повышения его работоспособности.

Крепление двигателя в хвостовой части (2 двигателя) (рассмотреть левый двигатель).

Ограничение. Конструкцию опор турбины не изменять.

29. В двухвальном и трехвальном ТРДД радиальный зазор между валами приходится выполнять минимальным (до 5 мм), что вызывает опасность задевания валов из-за прогиба при проходе через критические частоты вращения или при эволюциях самолета.

Для исключения опасных прогибов в двигателе Д-3ОКУ введен межвальный подшипник, но это усложняет конструкцию и снижает надежность.

Проектная задача. Для упрощения конструкции и исключения опасных прогибов валов изменить конструктивную схему двигателя Д-3ОКУ таким образом, чтобы исключить межвальный подшипник, но уменьшить расстояние между опорами компрессора и турбины НД.

Крепление, как на Ил-62М (рассмотреть левый двигатель).

Ограничение. Убрать заднюю опору.

30. При увеличении частоты вращения снижается величина осевой нагрузки, которую может воспринимать шариковый радиально-упорный подшипник. Одним из приемов снижения частоты вращения является применение межвального подшипника, работающего на разности частот вращения роторов.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему ТРДД PW 6000 и выполнить конструктивную схему с межвальным радиально-упорным подшипником ВД с целью повышения его работоспособности.

Крепление, как на Ил-86 (пилон расположен в тракте II контура).

Ограничение. Расположение опор турбины сохранить.

31. В двухвальном и трехвальном ТРДД радиальный зазор между валами приходится выполнять минимальным (до 5 мм), что вызывает опасность задевания валов из-за прогиба при проходе через критические частоты вращения или при эволюциях самолета.

Для исключения опасных прогибов в двигателе Д-2ОП введен межвальный подшипник, но это усложняет конструкцию и снижает надежность.

Проектная задача. Для упрощения конструкции и исключения опасных прогибов валов изменить конструктивную схему двигателя Д-2ОП таким образом, чтобы исключить межвальный подшипник, но уменьшить расстояние между опорами компрессора и турбины НД.

Крепление, как на Ту-134 (двигатель правый).

Ограничение. Убрать заднюю опору.

32. При увеличении частоты вращения снижается величина осевой нагрузки, которую может воспринимать шариковый радиально-упорный подшипник. Одним из приемов снижения частоты вращения является применение межвального подшипника, работающего на разности частот вращения роторов.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему ТРДД PW 300 и выполнить конструктивную схему с межвальным радиально-упорным подшипником ВД с целью повышения его работоспособности.

Крепление в хвостовой части (2 двигателя) (рассмотреть правый двигатель).

Ограничение. Расположение опор турбины сохранить.

33. Выбор пояса (места) переднего и вспомогательного узлов подвески должен находить отражение в построении конструктивной схемы. Так, крепление трех двигателей АИ-25 на самолете Як-40 разное, что обуславливает различия и в конструкции двигателя.

Проектная задача. Воспроизвести конструктивную схему двигателя АИ-25, разработать подвеску трех двигателей на самолете ЯК-40 и проанализировать изменения в конструктивной схеме и нагрузках, перенести вспомогательную подвеску с задней на переднюю опору турбины.

Ограничение. Конструкция основных узлов остается неизменной.

34. Двигатель Д-30КУ доказал свою надежность многолетней широкой эксплуатацией, а надежность, не в последнюю очередь, связана с относительной простотой конструкции. Однако конструкцию можно было бы упростить еще.

Проектная задача. Для упрощения конструкции и снижения веса и шума двигателя Д-30КУ выполнить конструктивную схему его без передней опоры и ВНА.

Крепление, как на Ил-76.

Ограничение. Разместить радиально-упорный подшипник НД в средней опоре у первой ступени вентилятора.

35. *Проектная задача.* На двигателе BR-715 радиально-упорный подшипник каскада ВД расположить под центром масс компрессора ВД (по типу двигателя Д-36). Разработать меры по шумоглушению в вентиляторе. Ввести в конструкцию разгрузочную полость и описать принцип ее работы.

Крепление на пилонх под крылом.

Ограничение. Роликовый подшипник ТВД выполнить межвальным.

36. *Проектная задача.* В двигателе М-53 ввести регулирование осевых зазоров по образцу двигателя RB-199. Проработать и описать конструкцию модернизированного стяжного устройства.

Крепление двигателя по типу МИГ-23.

Ограничение. Конструкцию опоры турбины не изменять.

37. *Проектная задача.* На двигателе F-404 исключить переднюю опору вентилятора. Подшипник вентилятора расположить под центром масс. Опору турбины совместить со вторым сопловым аппаратом.

Крепление двигателя на пилонх под крылом.

Ограничение. Подшипник турбины ВД не должен быть межвальным.

38. *Проектная задача.* Подшипник КВД двигателя GE-90 расположить под центром масс ротора. Для снижения массы двигателя опору турбины ВД совместить с опорой турбины НД и расположить за турбиной НД.

Крепление двигателя на пилонх под крылом.

Ограничение. Тип подшипников каскада НД не изменять.

39. *Проектная задача.* На трехвальном двигателе ATF-3-6 три подшипника турбины объединить в одной опоре. Общую опору расположить между ТНД и ТСД. Подшипник ТСД выполнить межвальным.

Крепление двигателя в хвостовой части фюзеляжа.

Ограничение. Максимально сократить длину вала СД.

40. *Проектная задача.* На двигателе LF-507 опору турбины НД совместить с опорой турбины ВД и расположить за турбиной НД. Подшипник ТВД выполнить межвальным.

Крепление двигателя на пилонх под крылом.

Ограничение. Подшипник КВД расположить под центром масс компрессора ВД.

41. *Проектная задача.* Заднюю опору двигателя ADUR расположить за турбиной. РУП каскада ВД выполнить межвальным.

Крепление двигателя в хвостовой части фюзеляжа (боковой двигатель).

Ограничение. Подшипник КВД расположить под центром масс компрессора.

42. *Проектная задача.* Ротор НД двигателя CFM-56 сделать двухопорным. Межвальный подшипник в турбине НД выполнить по обычной схеме: с одним невращающимся кольцом.

Крепление двигателя на пилонах под крылом.
Ограничение. Разработать систему разгрузки ротора ВД.

43. *Проектная задача.* В двигателе JT-150 ротор вентилятора сделать двухопорным. Заднюю опору двигателя исключить. Проработать конструкцию разгрузочной полости.
Крепление двигателя на пилонах под крылом.
Ограничение. Ввести конструкцию статора с двойной стенкой.

44. *Проектная задача.* У двигателя RB-199 ротор НД выполнить двухопорным. РУП расположить в опоре вентилятора. Ввести разгрузку РУП.
Крепление двигателя в фюзеляже самолета.
Ограничение. Схему регулирования осевых зазоров не изменять.

45. *Проектная задача.* Конструктивно-силовую схему двигателя ТВ3-117 выполнить двойной и разомкнутой, для чего ввести дополнительную опору перед турбиной компрессора.
Крепление двигателя в фюзеляже.
Ограничение. Переднюю опору двигателя сохранить.

46. *Проектная задача.* У двигателя АЛ-31Ф исключить переднюю опору вентилятора. РУП КВД расположить под центром масс компрессора.
Крепление двигателя в фюзеляже ЛА.
Ограничение. Межвальный подшипник в турбине выполнить по обычной схеме: с одним невращающимся кольцом.

47. *Проектная задача.* На двигателе GE-90 расположить опору турбины между ТВД и ТНД. Проработать систему разгрузки РУП.
Крепление двигателя на пилонах под крылом.
Ограничение. Опоры компрессора не изменять.

48. *Проектная задача.* РУП КВД двигателя CFM-56 расположить под центром масс компрессора ВД. Опору турбины расположить между ТВД и ТНД.
Крепление двигателя на пилонах под крылом.
Ограничение. Опору вентилятора не изменять.

49. *Проектная задача.* На двигателе Д-27 ротор НД выполнить двухопорным. Исключить межвальный подшипник в турбине. Ввести систему разгрузки РУП ВД.
Крепление двигателя в фюзеляже.
Ограничение. Обеспечить необходимую жесткость валов двигателя.

50. *Проектная задача.* На двигателе Д-18 ротор СД выполнить трехопорным. Опору турбины выполнить по образцу двигателя НК-56.
Крепление двигателя на пилонах под крылом.
Ограничение. Ввести разгрузку РУП ВД.

1.3. Подбор подшипников по динамической грузоподъемности C

Динамической грузоподъемностью радиальных и радиально-упорных подшипников называется такая радиальная нагрузка, которую каждый подшипник (из группы одинаковых подшипников) при неподвижном наружном кольце сможет выдержать в течение 1 млн. оборотов внутреннего кольца. Динамическая грузоподъемность зависит от типа и размеров подшипников; от величины, направления и характера приложения действующих нагрузок; от температурного режима и других условий работы подшипников; она ограничивается появлением признаков усталостного разрушения рабочих поверхностей тел и дорожек качения, т. е. долговечностью подшипников. Долговечность выражается в миллионах оборотов L , или в часах L_h .

Долговечность для подавляющего большинства подшипников является основным критерием работоспособности. На основании большого количества опытов установлена связь между динамической грузоподъемностью C , приведенной или эквивалентной нагрузкой P и долговечностью подшипников L :

$$L = \left(\frac{C}{P} \right)^\alpha, \quad (1.1)$$

где α — показатель степени; для шарикоподшипников $\alpha=3$, для роликоподшипников $\alpha=3,33$ (10/3).

Номинальные значения динамической грузоподъемности для подшипников любого типоразмера приведены в каталогах и могут быть вычислены по специальным формулам.

При проектировании подшипниковых узлов обычно задаются долговечностью в часах. Связь между L и L_h выражаются формулой

$$L_h = \frac{10^6 L}{60n}, \quad (1.2)$$

где n — частота вращения кольца подшипника, об/мин.

На долговечность подшипников влияют условия их нагружения и работы. Радиальные и радиально-упорные подшипники весьма часто подвергаются одновременному действию радиальных F_r и F_a нагрузок, которые на долговечность подшипников оказывают неравноценное влияние. Долговечность подшипников снижается при действии переменных и ударных нагрузок, а также с повышением рабочей температуры подшипников узлов от 125°C и более.

Поэтому подшипники подбирают не по действительным нагрузкам, а по *эквивалентной нагрузке*. Ею называют такую радиальную (осевую) нагрузку A_H , которая, будучи приложенной к радиальному или радиально-упорному подшипнику, обеспечит требуемую долговечность подшипника с учетом действительных условий работы.

Для радиальных и радиально-упорных подшипников

$$A_H = (X \cdot V \cdot F_r + Y \cdot F_a) \cdot K_\sigma \cdot K_T, \quad (1.3)$$

для упорных

$$A_H = F_a \cdot K_\sigma \cdot K_T, \quad (1.4)$$

где F_r и F_a — радиальная и осевая нагрузки; V — коэффициент вращения, учитывающий, какое кольцо подшипника вращается. При вращении внутреннего кольца $V=1$, а наружного $V=1,2$; X и Y — коэффициенты влияния радиальной и осевой нагрузок на долговечность подшипников. Величину этих коэффициентов выбирают по таблицам в зависимости от типа подшипника и параметра, характеризующего равномерность распределения нагрузки между телами качения; K_σ — коэффициент безопасности, учитывающий влияние на долговечность подшипника действия переменных нагрузок; в зависимости от характера нагружения подшипников $K_\sigma = 1 \div 3$; K_T — коэффициент, учитывающий влияние температурного режима на долговечность подшипников. При $t < 125^\circ$ $K_T = 1,0$.

Для выбора подшипников должны быть намечены и известны следующие факторы и параметры: величина, направление и характер изменения нагрузок; какое кольцо подшипника и с какой частотой вращается; диаметр цапфы вала и наружные габариты подшипников узла; желаемый срок службы; рабочая температура подшипникового узла и основные свойства окружающей среды (запыленность, влажность, наличие паров кислот и пр.); особые требования к подшипнику (жесткость вала, самоустанавливаемость, требования к точности и пр.).

Выбор подшипника производят в следующей последовательности: намечают тип подшипника; вычисляют эквивалентную нагрузку; так как обычно долговечность задают в часах, то пересчитывают ее в миллионы оборотов:

$$L = \frac{60nL_h}{10^6}; \quad (1.5)$$

определяют требуемую динамическую грузоподъемность

$$C_{TP} = L^{\frac{1}{\alpha}} A_H; \quad (1.6)$$

по найденной величине C_{TP} по каталогам подбирают подшипник намеченного типа, исходя из того, чтобы при намеченном внутреннем диаметре d величина $C_{TP} \leq C$ (где C — номинальное значение динамической грузоподъемности, приведенное в каталоге).

При подборе подшипников условие $C_{TP} \leq C$ обеспечивается переходом из легких серий к более тяжелым при намеченном типе и внутреннем диаметре подшипника. Только в крайнем случае идут на изменение типа, или, особенно, внутреннего диаметра подшипника.

Предельное число оборотов выбранного подшипника должно быть не меньше заданного числа оборотов, иначе не будет гарантирован предполагаемый срок службы подшипника.

1.4. Определение осевых газовых сил

Осевое усилие, возникающее на элементах конструкций двигателей, определяется как сумма статических давлений воздуха или газа на поверхности проточной части элементов и газодинамической силы, вызванной изменением количества движения воздуха или газа при прохождении его через рассматриваемый элемент конструкции. Рассмотрим определение осевых сил на примерах отдельных частей двигателя. За положительное направление сил принимается направление движения воздуха в проточной части двигателя, т. е. от входа в сторону реактивного сопла. Основные данные и параметры рабочих процессов авиационных ГТД представлены в приложении 1.

1.4.1. Осевой компрессор

Первоначально определяют осевые силы, действующие на каждое рабочее колесо ротора и направляющий аппарат статора.

Осевая газодинамическая сила, возникающая на лопатках рабочего колеса, может быть подсчитана по формуле

$$P_{ax}^{(s)} = p_1^{(s)} F_1^{(s)} - p_2^{(s)} F_2^{(s)} - G(c_{2a}^{(s)} - c_{1a}^{(s)}), \quad (1.7)$$

где s - номер ступени;

p_1, p_2, c_{1a}, c_{2a} — статические давления и осевые скорости на среднем радиусе проточной части перед и за рабочим колесом (рис. 1.1):

$$F_1 = \pi(R_{1H}^2 - R_{1BH}^2); F_2 = \pi(R_{2H}^2 - R_{2BH}^2). \quad (1.8)$$

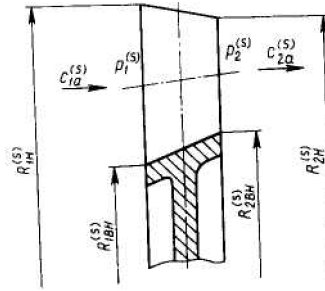


Рис. 1.1. К расчету осевой газодинамической силы лопаток компрессора и турбины

Осевая газодинамическая сила, действующая на все рабочее колесо ступени, определяется как сумма равнодействующих статических давлений на боковые поверхности рабочего колеса и осевой силы лопаток (рис. 1.2):

$$P_{a\text{ ст}}^{(s)} = P_{a\text{ л}}^{(s)} + p_{10}^{(s)} F_{1H} + p_{16}^{(s)} F_{1BH} - p_{20}^{(s)} F_{2H} - p_{26}^{(s)} F_{2BH}, \quad (1.9)$$

где p_{10} , p_{20} — статические давления, действующие на боковые поверхности колеса, равные соответствующим давлениям в корневом сечении лопаток; p_{16} , p_{26} — статические давления внутри барабана, справа и слева от колеса. Полости обычно сообщаются, поэтому указанные давления одинаковы, тем не менее разность сил все равно имеет место из-за различия величин площадей, на которые действуют давления; F_{1H} , F_{1BH} , F_{2H} , F_{2BH} — площади открытых боковых поверхностей диска, определяемые расположением уплотнений и размерами барабана. Эти площади легко подсчитываются по ограничивающим их окружностям:

$$\begin{aligned} F_{1H} &= \pi(R_{1BH}^2 - R_{1Y}^2); & F_{1BH} &= \pi(R_{16}^2 - R_0^2); \\ F_{2H} &= \pi(R_{2BH}^2 - R_{2Y}^2); & F_{2BH} &= \pi(R_{26}^2 - R_0^2). \end{aligned} \quad (1.10)$$

Осевое усилие, действующее на лопатки направляющего аппарата ступени, подсчитывается также по формуле (1.7), по параметрам воздуха на среднем радиусе входа и выхода лопаток.

Полное осевое усилие, действующее на направляющий аппарат ступени, складывается из суммы (рис. 1.3)

$$P_{на}^{(s)} = P_{a\text{ л}}^{(s)} + p_{20}^{(s)} F_2 - p_{30}^{(s)} F_3, \quad (1.11)$$

где второе и третье слагаемые представляют собой силы статических давлений на боковые поверхности нелопаточной части направляющего аппарата.

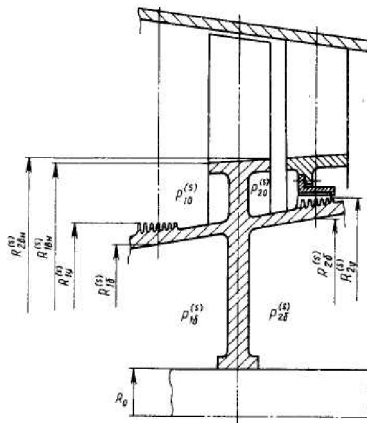


Рис.1.2. К расчету осевой силы рабочего колеса компрессора

Осевые силы на рабочем колесе и направляющем аппарате компрессора действуют в сторону входа. При расчете по приведенным формулам они имеют отрицательный знак и достигают сотен килоньютонов. Их определение необходимо для расчета на прочность и деформацию элементов конструкций ротора и корпуса осевого компрессора.

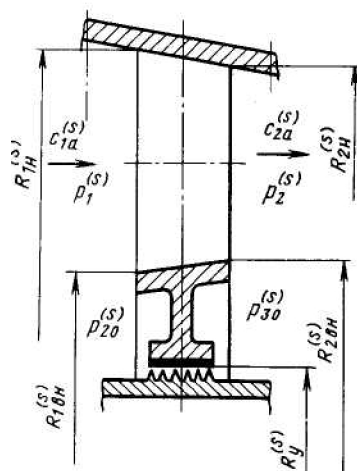


Рис. 1.3. К расчету осевой силы направляющего аппарата компрессора

Осевые силы создают растяжение барабана ротора и оболочки корпуса. Усилие растяжения возрастает от первой ступени к последней, так как происходит сложение осевых сил ступеней. Наибольшее усилие растяжения создается за последней ступенью компрессора. Такое распределение сил необходимо учитывать при расчете соединений частей ротора и корпуса.

Общее осевое усилие, возникающее на роторе компрессора, равно сумме осевых сил от всех ступеней. Для уменьшения этой осевой силы за задней торцевой поверхностью ротора создается думисная полость 3 с низким, почти атмосферным, давлением p_3 , а перед передней торцевой поверхностью ротора — думисная полость II, в которую подается воздух повышенного давления p_{II} от промежуточных ступеней (рис. 1.4). В результате возникает разгружающая положительная сила как разность осевых сил, действующих на торцы ротора. Расчет этой силы производится по заданным величинам давлений и размерам площадей:

$$F_{II} = 0,25\pi(D_{yn}^2 - d_{yn}^2); \quad F_3 = 0,25\pi(D_{y3}^2 - d_{y3}^2). \quad (1.12)$$

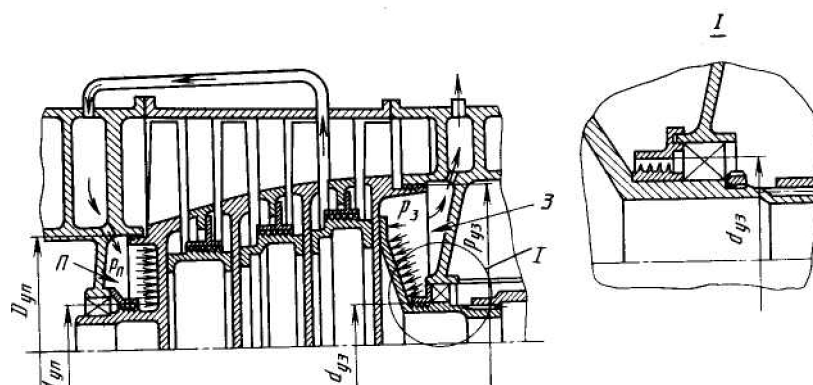


Рис. 1.4. Схема действия осевых сил на торцевые поверхности ротора компрессора

1.4.2. Газовая турбина

Осевое усилие, действующее на рабочее колесо турбины и сопловой аппарат, определяется так же, как и для компрессора. Для определения осевого усилия на лопатках

может быть использована формула (1.7), в которую подставляются параметры газа и размеры, присущие турбине.

Полное осевое усилие на рабочем колесе зависит от расположения на его боковых поверхностях уплотнений и статических давлений на образованных ими кольцевых площадях. Например, для рабочего колеса, изображенного на рис. 1.5, осевое усилие представляется следующей суммой:

$$P_{ат} = P_{ал} + p_{1BH}F_1 + p_0F_0 - p_{2BH}F_2 - p_3F_3 - p_4F_4. \quad (1.13)$$

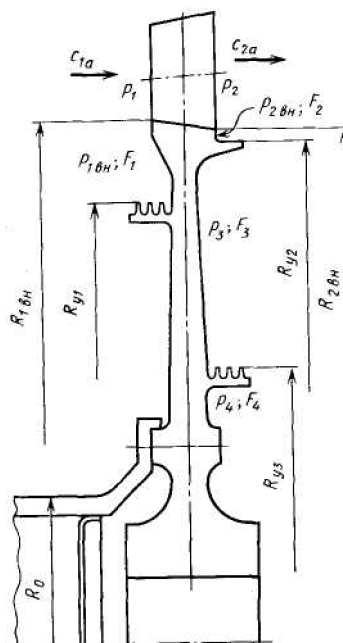


Рис. 1.5. К расчету осевой силы рабочего колеса турбины

Кольцевые площади F определяются расположением уплотнений и размерами рабочего колеса, давления p_0 , p_3 , p_4 — проходами для воздуха, связывающими боковые полосы диска с определенными зонами давления компрессора, камеры сгорания или проточной части турбины.

Осевая сила диска турбины положительна, т. е. направлена в сторону сопла. Вал турбины всегда связан с валом компрессора специальным осевым соединением. Благодаря этому осевая сила компрессора в значительной степени уравнивается осевой силой турбины. Небольшая разность этих сил воспринимается осевым подшипником ротора. Для того чтобы эта разность не превышала допустимую силу для упорного шарикоподшипника, давления на боковые поверхности диска турбины и ротора компрессора, а также расположение уплотнений на дисках подбираются необходимой величины и месторасположения. На практике эта сила уточняется экспериментально.

Если ротор турбины состоит из нескольких дисков, то подсчет осевой силы такого ротора производится тем же методом, который был рассмотрен для компрессора.

1.5. Методика расчета и выбор РУП

Для выбора радиально-упорного подшипника в соответствии с профилем полета и назначенным ресурсом необходимо провести расчет осевых и радиальных сил, действующих на ротор и опоры двигателя.

1.5.1. Определение радиальной нагрузки, действующей на подшипники

Для определения радиальной нагрузки, действующей на подшипники, необходимо определить массу ротора компрессора и ротора турбины, а также массу вала двигателя. При этом считать, что масса лопаток компрессора составляет 30% массы дисков компрессора, масса лопаток турбины составляет 40% массы дисков турбины. Масса вала, дисков компрессора и турбины рассчитываются, исходя из чертежа заданного двигателя.

В соответствии с чертежом двигателя, составляется расчетная силовая схема ротора двигателя (рис. 1.6). Радиальные нагрузки, действующие на подшипники, определяются из решения уравнений равновесия, составленных для данной силовой схемы.

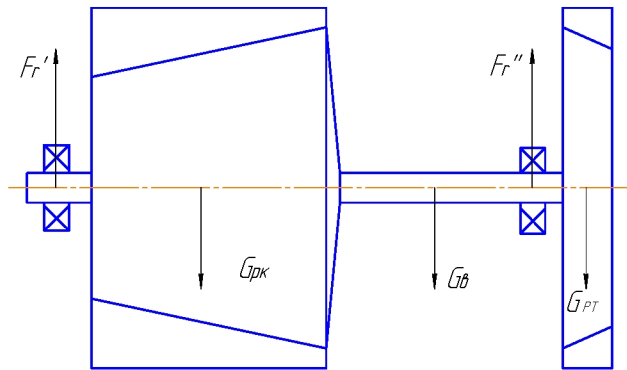


Рис. 1.6. Силовая схема ротора двигателя

1.5.2. Определение осевой силы, действующей на РУП

Методика расчета осевых сил, действующих осевой компрессор и газовую турбину двигателя, рассмотрена в п. 2.

Результирующая осевая сила, действующая на РУП, определяется по формуле (1.13):

$$F_a = P_{ак} - P_{ат}, \quad (1.13)$$

где $P_{ак}$ и $P_{ат}$ - общее осевое усилие, возникающее на роторе компрессора и турбины соответственно.

1.5.3. Определение динамической эквивалентной нагрузки

Эквивалентная нагрузка, действующая на радиально-упорный подшипник, определяется на номинальном (расчетном) режиме работы двигателя по формуле (1.3).

Нагрузка на РУП будет изменяться в зависимости от режима полета. Поэтому расчет эквивалентной нагрузки необходимо проводить с учетом профиля полета.

Данные зависимости приведены в табл. 1.1.

Таблица 1.1 Параметры двигателя по режимам и наработка за ресурс на каждом режиме относительно номинального режима

Режим работы двигателя	$\gamma = \frac{P_i}{P_H}$	$\beta = \frac{n_i}{n_H}$	$\alpha_i = \frac{Lh_i}{Lh_\Sigma}$
Взлетный (P_0)	1.13	1.03	0.05
Номинальный (P_H)	1.0	1.0	0.1
Максимально продолжительный (набор высоты)	0.9	0.97	0.3
Крейсерский (горизонтальный полет)	0.6	0.81	0.45
Полетный малый газ (снижение)	0.1	0.5	0.06
Земной малый газ (руление)	0.03	0.22	0.04

Принимая $P_i = F_{ai}$; $P_H = F_{aH}$; $F_{aH} = F_a$, рассчитывается результирующая осевая сила на i -м режиме F_{ai} :

$$F_{ai} = \gamma \cdot F_a, \quad (1.14)$$

Обороты ротора на i -м режиме

$$n_i = n_H \cdot \beta, \quad (1.15)$$

где n_H - число оборотов на номинальном режиме.

Наработка в часах на i -м режиме:

$$Lh_i = \alpha_i \cdot \tau_\Sigma, \quad (1.16)$$

Число оборотов подшипника на i -м режиме:

$$L_i = 6 \cdot 10^{-5} \cdot n_i \cdot Lh_i \quad (1.17)$$

Эквивалентная нагрузка на РУП на заданных режимах A_i определяется по формуле (1.3) с учетом формулы (1.14).

Рассчитанные величины заносятся в табл. 1.2:

Таблица 1.2

Режимы работы двигателя	F_{ai}, H	$n_i, \frac{об}{мин}$	$Lh_i, ч$	L_i	A_i, H
Взлетный (P_0)					
Номинальный (P_H)					
Набор высоты (P_{max})					
Крейсерский ($P_{крейс.}$)					
Полетный м.г. ($P_{м.г.}$)					
Земной м.г. ($P_{м.г.}$)					

На основании табл. 1.2, строится график изменения нагрузки по режимам полета (рис. 1.7).

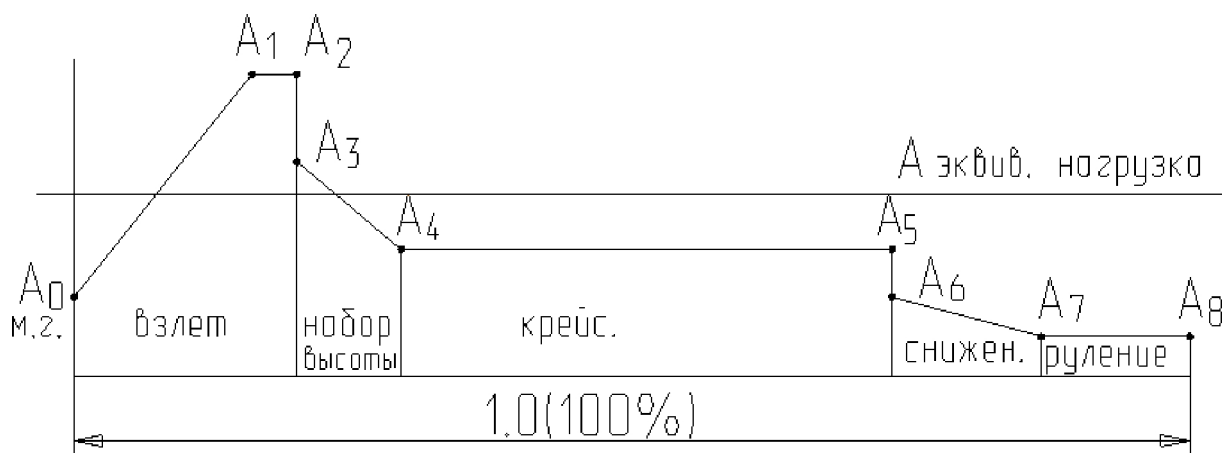


Рис. 1.7. Изменение нагрузки по режимам полета

Средняя эквивалентная нагрузка, действующая на РУП, определяется по формуле (1.18):

$$A_{\text{ЭКВ}} = \sqrt[3]{\frac{A_1^3 L_1 + A_2^3 L_2 + A_3^3 L_3 + \dots + A_n^3 L_n}{L}}, \quad (1.18)$$

где

$$A_i = \frac{A_{\min} + 2 \cdot A_{\max}}{3},$$

$L = \sum_{i=1}^6 L_i$ - суммарное число оборотов подшипника за ресурс.

1.5.4. Выбор РУП и расчет его ресурса

Методика выбора подшипника описана в п. 1.

Ресурс подшипника рассчитывается по формуле (1.19):

$$L_h = \frac{10^5}{6 \cdot n_H} \cdot \left(\frac{C}{A_{ЭКВ}} \right)^P, \quad (1.19)$$

где C – динамическая грузоподъемность выбранного подшипника [4].

Подшипник проходит по работоспособности, если рассчитанный ресурс не меньше заданного: $L_h \geq L_{h\Sigma}$.

1.6. Расчет узлов крепления двигателя к летательному аппарату

Крепление ТРД к самолету осуществляется в двух сечениях (поясах) двигателя — переднем и заднем. Переднее сечение — основное — расположено на заднем корпусе компрессора (вблизи от центра тяжести двигателя), заднее — на корпусе соплового аппарата турбины.

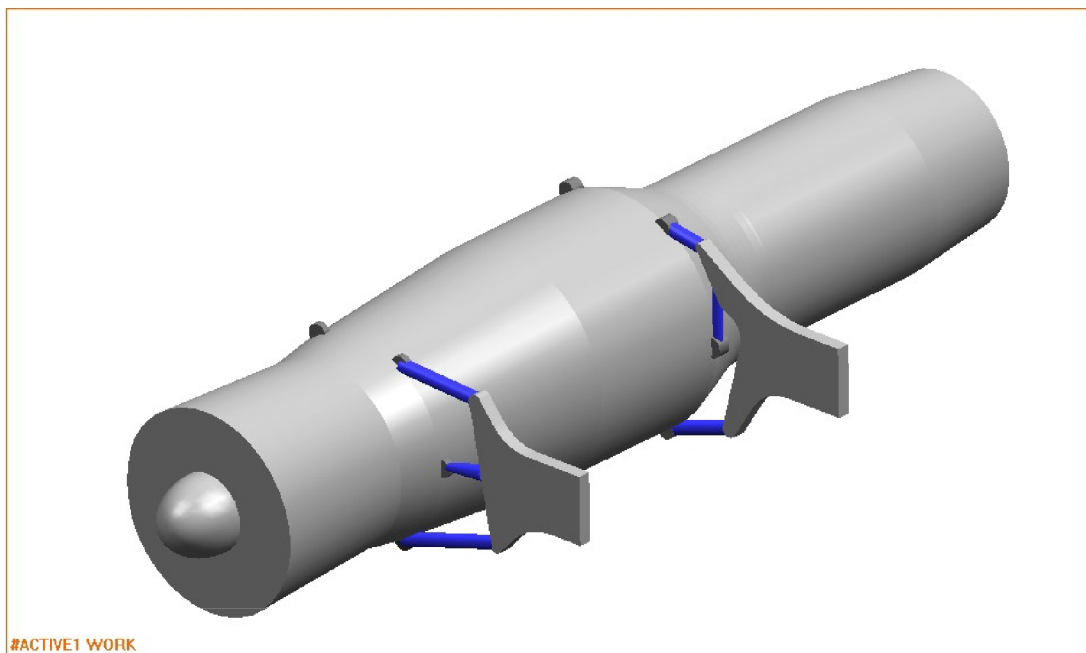


Рис. 1.8. Схема подвески двигателя Аи-25 (правый боковой двигатель)

1.6.1. Усилия, действующие на узлы крепления двигателя к летательному аппарату

На узлы крепления ТРД к летательному аппарату действуют:

- 1) масса двигателя, умноженная на коэффициент перегрузки η , который определяется типом летательного аппарата;
- 2) тяга двигателя P ;
- 3) сила инерции и момент от сил инерции, возникающий от неуравновешенности ротора двигателя, отбалансированного с определенной степенью точности;
- 4) максимальный гироскопический момент $M_{Г \max}$ от ротора двигателя, определяемый угловыми скоростями ω и Ω .

1.6.2. Расчет подвески

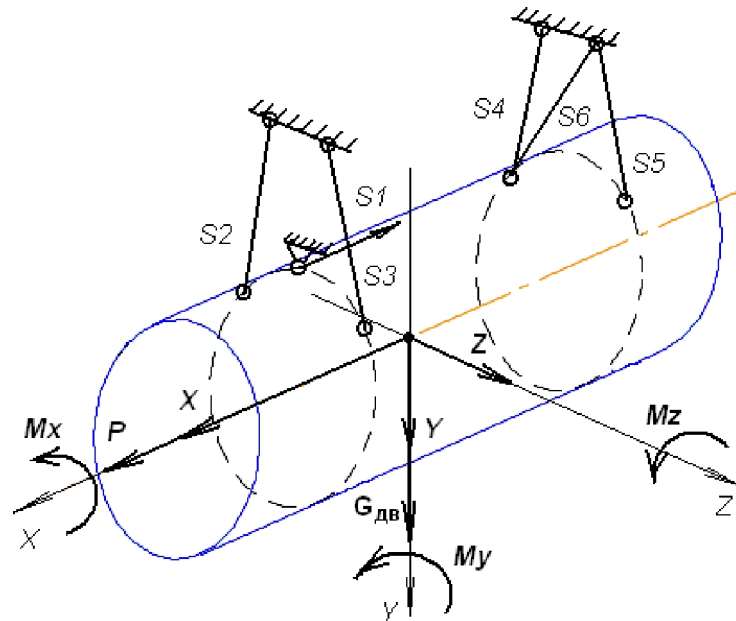


Рис. 1.9. Схема подвески двигателя

1. Задание исходных данных двигателя:

$G_{дв}$ - вес двигателя;

P_x - тяга двигателя;

$L_{дв}$ - длина двигателя.

2. Основные эксплуатационные нагрузки:

$\eta_x = 0.3g, \eta_y = 3g, \eta_z = 2.5g$ - при аварийной посадке.

3. Составляющие внешних нагрузок:

$$X = P_x + \eta_x \cdot G_{дв};$$

$$Y = \eta_y \cdot G_{дв};$$

$$Z = \eta_z \cdot G_{дв};$$

$$M_x = J_x W_x;$$

$$M_y = J_y W_y + M_{\Gamma};$$

$$M_z = J_z W_z,$$

где J_i – массовый момент инерции, W_x, W_y, W_z - угловое ускорение относительно оси

x, y, z соответственно.

4. Координаты узлов подвески двигателя:

$$x_1 \dots x_6; y_1 \dots y_6; z_1 \dots z_6;$$

$$\alpha_{x1} \dots \alpha_{x6}; \alpha_{y1} \dots \alpha_{y6}; \alpha_{z1} \dots \alpha_{z6}.$$

5. Составление системы уравнений равновесия твердого тела в пространстве и определение усилия в стержне S_i :

$$\sum_{i=1}^4 S_i \cdot \cos(l_i x) + X = 0;$$

$$\sum_{i=1}^4 S_i \cdot \cos(l_i y) + Y = 0;$$

$$\sum_{i=1}^4 S_i \cdot \cos(l_i z) + Z = 0;$$

$$\sum_{i=1}^4 S_i \cdot [y_i \cdot \cos(l_i z) - z_i \cdot \cos(l_i y)] + M_x = 0;$$

$$\sum_{i=1}^4 S_i \cdot [z_i \cdot \cos(l_i x) - x_i \cdot \cos(l_i z)] + M_y = 0;$$

$$\sum_{i=1}^4 S_i \cdot [x_i \cdot \cos(l_i y) - y_i \cdot \cos(l_i x)] + M_z = 0.$$

6. Расчёт стержня на несущую способность

Напряжение в стержне: $\sigma_p = \frac{S_i}{F_i}$, где F_i площадь поперечного сечения стержня.

Для выбранного материала стержней определяется допускаемое напряжение σ_B .

Задаётся коэффициент запаса:

$$K_m = \frac{\sigma_B}{\sigma_p} = 4, \text{ тогда}$$

$$F_i = \frac{K_m S_i}{\sigma_B}.$$

Диаметр стержня определяется по формуле: $d_i = \sqrt{\frac{4 \cdot F_i}{\pi}}.$

Из условия обеспечения прочности выбирается наибольший диаметр стержня d_i и он принимается одинаковым для других стержней.

1.7. Требования к чертежу РУП

На чертеже узла РУП, выполняемого в масштабе 1:1, обязательно должно быть отражено:

- 1) Правильное изображение подшипника.
- 2) Посадка на вал и в корпус.
- 3) Биения радиальные и торцевые по корпусу, валу.
- 4) Радиусы R и r (стандарт).
- 5) Шероховатость и покрытия по $D_{вн}$ и $D_{н}$.
- 5) Материал вала и корпуса.
- 6) Конструкция и фиксация гаек на валу и в корпусе.
- 7) Центрирование сепаратора.

Пример чертежа подшипника приведен в приложении 2.

1.8. Требования к чертежу стяжного устройства

В описании конструкции, технических требованиях и чертеже должно быть отмечено:

- 1) Условия нагружения.
- 2) Усилия затяжки.
- 3) Материалы валов и других элементов.
- 4) Центрирование, радиальные и торцевые биения.
- 5) Шероховатость, покрытия, термообработка.

2. ПРОЕКТНАЯ РАБОТА «КОМПРЕССОРЫ ГТД»

2.1. Общие требования

Цель работы: впервые ставится задача выполнить компоновку сложного узла ВРД и сделать обоснование выбранных конструктивных решений по следующим критериям:

- 1) форма проточной части;
- 2) схема и конструкция ротора и статора;
- 3) система управления компрессором;
- 4) система управления радиальными зазорами;
- 5) обеспечение эксплуатации по состоянию;
- 6) обеспечение непробиваемости корпуса;
- 7) обеспечение динамической прочности рабочего колеса и направляющего аппарата демпфированием.

Научиться проводить расчет радиальных и осевых зазоров, непробиваемости корпуса и подбирать хвостовик лопатки.

Порядок выполнения работы:

1. Получить пароль и научиться пользоваться графической системой.
2. Изучить и понять проектное задание и получить разрешение на переделку конструкции у руководителя.
3. Завести свой файл в учебной аудитории и провести все переделки конструкции в соответствии с заданием под руководством преподавателя.
4. Утвердить у руководителя окончательный вариант исполнения и получить разрешение перевести файл на дискету для окончательного оформления.

Графическая часть: выполнить продольный разрез проектируемого компрессора в масштабе 1:1, в соответствии с заданием, исходная конструкция представляется в любом масштабе.

Должны быть показаны:

- 1) элементы управления компрессором;
- 2) элементы управления радиальными зазорами;
- 3) элементы, обеспечивающие осмотр лопаток в эксплуатации;
- 4) элементы, обеспечивающие требования по непробиваемости корпуса;
- 5) демпфирование лопаток направляющего аппарата (или рабочего колеса);
- 6) система уплотнений в тракте;
- 7) радиальные и осевые зазоры по всем ступеням и контрольный осевой размер.

На исходной конструкции проставить толщину стенок по корпусу и ротору.

Трехмерная модель по заданию

Расчетная часть:

- 1) выполнить расчет номинала и предельных отклонений радиальных зазоров первой и последней ступени, для остальных принять линейный закон изменения величин.
- 2) выбрать хвостовик.
- 3) выполнить расчет непробиваемости корпуса (массу фрагмента согласовать с руководителем).

Текстовая часть выполняется в текстовом редакторе Word 12 шрифтом и имеет объем 6 – 8 страниц. Обязательно наличие разделов:

1. Задание
2. Введение
3. Анализ исходной и проектной конструкции компрессора
4. Расчет осевых и радиальных зазоров
5. Выбор хвостовика
6. Расчет непробиваемости
7. Заключение

2.2. Проектные задания

1. КВД М53: Выполнить ротор сварным, кроме первых двух ступеней, на которых ВНА и РНА, перепуск по типу Д-36, технология blisk на всех ступенях, кроме первой, статор с двойной стенкой. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

2. КВД АИ-20: Уменьшить число ступеней до 6, ротор сварной, кроме первой и последней ступени, ВНА и РНА на первой ступени, перепуск штатный на первой ступени, технология blisk, кроме первой ступени, статор с двойной стенкой. Трехмерное изображение соединения дисков.

3. КВД АИ-25: Выполнить ротор современной конфигурации – сварной, кроме первой и последней ступеней, НА консольные, ВНА, РНА на первых двух ступенях, перепуск штатный, статор с двойной стенкой начиная со второй ступени. Трехмерное изображение соединения дисков стяжным болтом.

4. КВД Д30-КУ: Уменьшить число ступеней до 7, ротор сварной, барабанно-дисковый, blisk, кроме первой и последней ступени, ВНА и РНА на первой ступени, перепуск штатный за пятой ступенью, статор с двойной стенкой. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

5. КВД Д-436: Выполнить ротор сварным по схеме 3+4 передний носок от третьей ступени, первые три ступени “ласточкин хвост”, остальные blisk. Корпус с двойной стенкой, ВНА и РНА за первой ступенью, НА выполнить по типу PW 6000. Трехмерное изображение КПВ.

6. КВД Д-36: Ротор разъемный, болтовое соединение дисков, НА консольные, ВНА и РНА за первой ступенью, статор с двойной стенкой, перепуск штатный, передний носок вала за первой ступенью. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

7. КВД Д-36: Выполнить ротор разъемным по типу НК-8 и неразъемный статор РНА на первых трех ступенях. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

8. КВД НК-8: Выполнить ротор современной конфигурации – сварной, blisk начиная со второй ступени, статор с двойной стенкой консольные НА, ВНА и РНА на первой ступени, перепуск штатный. Трехмерное изображение КПВ.

9. КВД НК-56: Ротор современной конфигурации – сварной, blisk, кроме первой ступени, консольные НА, двойная стенка со стыком с КС по типу CFM-56, ВНА, РНА за первой ступенью, перепуск штатный. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

10. Компрессор НК-12 МВ: Выполнить ротор по схеме 3+4 (убрать семь ступеней) сварной, первые три ступени замок “ласточкин хвост”, остальные blisk, ВНА и РНА на первой ступени, как на JT4D, НА, как на НК-8, статор с двойной стенкой начиная со второй ступени. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

11. КВД RB211-535: Выполнить ротор разъемный с общими стяжными болтами, технология blisk, статор неразъемный с двойной стенкой, НА консольные, РНА за первой ступенью, перепуск штатный. Трехмерное изображение соединения дисков стяжным болтом.

12. КВД RB-199: Ротор сварной и blisk, кроме первой ступени, НА консольные, РНА и перепуск штатные, статор с двойной стенкой. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

13. КВД RB-432: Выполнить ротор по схеме 3+3+3, первые три ступени – “ласточкин хвост”, 4-6 – “ласточкин хвост” в кольцевой паз, остальные blisk, ВНА и РНА по типу J-79, корпус с двойной стенкой, перепуск за шестой ступенью по типу Д-30. Трехмерное изображение КПВ.

14. КВД RB-211: Выполнить ротор разъемным, крепление рабочих лопаток по технологии blisk, а статор неразъемным, НА консольные, РНА на двух ступенях. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

15. КСД RB-211: Выполнить ротор разъемным по типу LF-507, РНА на первой и последней ступени. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

16. КВД RB-432: Выполнить ротор разъемным, а статор последних пяти ступеней неразъемным по типу CFM-56-5C. Канал отбора воздуха по типу PW 530. Трехмерное изображение канала отбора воздуха.

17. КВД "ТАУ": Ротор сварной барабанно-дисковой схемы, современной конфигурации, blisk, кроме двух первых и двух последних ступеней, РНА на первой ступени, штатный перепуск, статор с двойной стенкой. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

18. КВД "SPEY": Ротор сварной барабанно-дисковой конструкции выполнить по схеме 5+6, передний носок по второй ступени, задний к девятой. Blisk на всех ступенях, кроме первых двух, ВНА, РНА на двух ступенях, двойная стенка со второй ступени, перепуск штатный (лента за пятой ступенью). Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

19. КВД GE 36: Ротор разъемный с торцевыми шлицами и стяжными болтами на периферии, кольцевой паз "ласточкин хвост", кроме последней ступени, выполненной по технологии blisk, двойная стенка с первой ступени, ВНА и перепуск штатные. Трехмерное изображение шлицевого соединения элементов ротора.

20. КВД GE-36: Ротор разъемный по типу "SPEY", диски по технологии blisk, консольные НА на трех последних ступенях и двойная стенка со второй ступени. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

21. КВД ПС-90А: Ротор барабанно-дисковой конструкции по формуле 3+7+3, сварной, семь ступеней blisk, три первые ступени – осевой паз, три последние – кольцевой, сварная стенка статора со второй ступени, НА двухопорные, ВНА, РНА, перепуск штатный. Трехмерное изображение КПВ.

22. КВД PW-6000: Для увеличения ремонтпригодности выполнить ротор разъемным – болтовое соединение, последние три ступени общими болтами, ВНА и РНА штатные, перепуск за четвертой ступенью по типу НК-8, статор с двойной стенкой. Трехмерное изображение соединения элементов ротора.

23. КВД PW 300: Выполнить систему управления РНА, разъемный ротор, обеспечить температурные деформации внутренней стенки, ввести канал перепуска. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

24. КВД PW 2000: Выполнить ротор разъемным по типу Д-30, консольные НА, клапан перепуска, двойная стенка с первой ступени. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

25. КВД PW2000: Выполнить ротор разъемным по типу LF-507, консольные НА на всех ступенях, двойная стенка со второй ступени РНА на первой и последней ступени. Трехмерное изображение соединения элементов ротора.

26. КВД JT4D: Ротор современной конфигурации – сварной, по технологии blisk, кроме первых двух ступеней, РНА на двух ступенях, перепуск за шестой ступенью по типу RB 211-535, статор с двойной стенкой. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

27. КВД JT9D: Выполнить ротор современной конфигурации – сварной, технология blisk с третьей ступени, РНА на двух ступенях, перепуск за шестой ступенью по типу Д-36, статор с двойной стенкой. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

28. КВД F404: Ротор сварной по схеме 3+3, Передний и задний носок от 2 ступени, blisk на первой и последней ступени, двойная стенка со второй ступени, ВНА, РНА за первой и последней ступенью, перепуск – лента. Трехмерное изображение КПВ.

29. КВД F-404: Выполнить ротор разъемным, диски по технологии blisk на трех последних ступенях. Статор разъемный, перепуск. Трехмерное изображение КПВ.

30. КНД F-404: Выполнить ротор разъемным, статор с двойной стенкой, ВНА управляемый РНА на последней ступени. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

31. КВД F-110: Ротор сварной по схеме 3+4, передний носок от второй ступени, статор с двойной стенкой со второй ступени, ВНА и РНА на первой и второй ступени, перепуск по типу Д-36, первые три ступени "ласточкин хвост", остальные blisk. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

32. Компрессор АЛ-21Ф: Выполнить ротор сварным, кроме первой и восьмой ступени, сделав ее последней, РНА на первых двух ступенях, перепуск за 6 ступенью по типу

RB24-535, двойная стенка со второй ступени, blisk, кроме первой и второй ступени. Трехмерное изображение КПВ.

33. КВД АЛ-31 Ф: Выполнить двухопорные НА на всех ступенях с щеточным уплотнением (по типу CFM-56). Статор с двойной стенкой, неразъемный, начиная с четвертой ступени. Организовать отбор воздуха из-за четвертой ступени по типу PW 2000. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

34. КВД М-88: первые две ступени “ласточкин хвост”, остальные blisk, схема ротора 2+4 последние четыре ступени соединены сваркой, первые – болтами, консольные НА, ВНА, РНА за первой ступенью, перепуск за четвертой ступенью, статор с двойной стенкой. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

35. КВД М-88: Выполнить разъемным соединив четыре последних ступени общим болтом. Ввести управление радиальными зазорами на задней группе ступеней. Трехмерное изображение соединения разъемных элементов ротора.

36. КВД CFM-56: Выполнить с третьей ступени, выполнить барабанной конструкции по типу “ТАУ” с шарнирными замками на 3,4 и 5 ступени, а на последних blisk. Сохранить изгибную жесткость. Трехмерное изображение шарнирного соединения.

37. КВД CFM 56: Консольные НА, начиная с третьей ступени, клапан перепуска, управление радиальными зазорами на четырех последних ступенях. Трехмерное изображение крепления лопатки НА. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

38. КВД CFM 56: Выполнить разъемный ротор по типу “SPEY”, убрать РНА на второй и третьей ступени. Сделать два пояса перепуска, статор с поперечными разъемами и двойной стенкой по типу Д18Т. Трехмерное изображение соединения разъемных элементов ротора.

39. КВД V2500: Ротор разъемный по типу НК-8. Двухопорные НА на пяти последних ступенях и диска по технологии blisk. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

40. КВД V2500: Ротор из двух сварных блоков, последний по технологии blisk. РНА на двух первых и двух последних ступенях, двойная стенка с третьей ступени. Трехмерное изображение КПВ.

41. Компрессор ТваД Т-700: Выполнить ротор разъемным по типу ГТД-3Ф, статор с двойной стенкой, проработать переход к ЦБК, НА двухопорные. Трехмерное изображение соединения разъемных элементов ротора.

42. КВД LF-507: Ротор сварной с третьей ступени статор разъемный, РНА на первых трех ступенях, перепуск воздуха, статор с двойной стенкой со второй ступени. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

43. КСД ATF-3: Выполнить ротор сварным после третьей ступени по технологии blisk, РНА на двух ступенях, двойная стенка с первой ступени. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

44. КВД GE-90: НА выполнить консольного типа, крепление лопаток НА к корпусу замками типа ласточкин хвост. КПВ расположить за 6-й ступенью. Отбор воздуха на охлаждение турбины за 7-й ступенью. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

45. КВД V-2500: Соединение рабочей лопатки с диском типа blisk. Начиная с 4-й ступени НА выполнить двухопорными. Установить лепестковый КПВ по типу НК-8. Соединение ротора компрессора с передним валом выполнить от 3-й ступени. Трехмерное изображение КПВ.

46. КВД F-404: НА выполнить консольными, статор с двойной стенкой. Крепление рабочих лопаток типа blisk, кроме 1-й ступени. Установить КПВ тарельчатого типа за 4-й ступенью. Трехмерное изображение КПВ.

47. КВД М-53: КПВ расположить над 3-й ступенью. ВНА выполнить регулируемым. Соединение дисков между собой фланцевое, болтовое. Соединение ротора с валом от 2-й ступени. Трехмерное изображение крепления лопатки РНА.

48. КВД CFM-56: НА 3-й и 4-й ступеней выполнить нерегулируемыми. Ввести двойную стенку, начиная с 3-й ступени. Пазы для рабочих лопаток выполнить осевыми. КПВ по типу Д-36. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

49. КВД М-88: Проработать конструкцию РНА. Ввести конструкцию статора с двойной стенкой. Установить КПВ тарельчатого типа над 4-й ступенью. НА выполнить консольными. Трехмерное изображение КПВ.

50. КНД RB-199: Выполнить крепление рабочих лопаток шарнирным замком. Крепление лопаток НА по буртам полок в пазах корпуса. ВНА выполнить обогреваемым. Трехмерное изображение крепления лопатки НА.

2.3. Расчет радиальных зазоров

Введем понятие радиального зазора. *Радиальный зазор* – это расстояние между пером лопатки и корпусом компрессора. Реальный радиальный зазор в компрессоре равен сумме монтажного радиального зазора и величины, учитывающей изменение радиального зазора. Запишем формулу для реального радиального зазора:

$$\delta_{p.z.} = \delta_{m.z.} - \Delta\delta_{p.z.}, \quad (2.1)$$

где: $\delta_{p.z.}$ - рабочий радиальный зазор;

$\delta_{m.z.}$ - монтажный радиальный зазор;

$\Delta\delta_{p.z.}$ - изменение радиального зазора.

Изменение радиального зазора в турбокомпрессоре определяется как алгебраическая сумма отдельных составляющих изменений зазора, связанных с тепловым расширением и упругой деформацией диска, лопатки и корпуса, а также с радиальными зазорами в подшипниках, радиальным ходом в демпферах и другими эффектами. Рассмотрим общую методику расчета радиальных зазоров:

1. Определяется упругая деформация диска U_D^c :

$$U_D^c = \frac{r_H}{E_D} \cdot (\sigma_\phi - \mu \cdot \sigma_r). \quad (2.2)$$

2. Вычисляется тепловое расширение диска U_D^t :

$$U_D^t = \alpha_D \cdot r_H \cdot (t_D - 20), \quad (2.3)$$

где $t_D = t_B$.

3. Упругая вытяжка лопатки U_L^c :

$$U_L^c = \frac{\sigma \cdot l_L}{E_L}. \quad (2.4)$$

4. Тепловое удлинение лопатки U_L^t :

$$U_L^t = \alpha_L \cdot l_L \cdot (t_L - 20). \quad (2.5)$$

5. Упругая вытяжка лопатки из замка, например, “ласточкин хвост” U_3^c :

$$U_3^c = \frac{600 \cdot C_L \cdot \cos \gamma \cdot \sin \alpha_\Xi}{b \cdot l_{CP} \cdot E_{CP}^t \cdot \sin \alpha}, \quad (2.6)$$

где

$E_{CP}^t = \frac{E_D + E_L}{2}$ - средний модуль упругости материалов замкового соединения при $t_{раб}$.

6. Прогиб траковых колец ротора от центробежных сил U_{TP} .

7. Прогиб ротора от действия его массы.

8. Радиальный зазор в подшипниках U_{II} .

9. Радиальный ход в демпферах $U_{дем}$.

10. Производственные отклонения, включающие биения по рабочим лопаткам и кольцам U_{np} .

Тепловое расширение корпуса турбокомпрессора

$$U_{Ki}^t = \alpha_{Ki} \cdot R_{Ki} \cdot (t_{Ki} - 20), \quad (2.7)$$

где $t_{Ki} = 0.96 \cdot t_{Bi}$

11. Упругое расширение статора, связанное с силовым воздействием рабочего тела на внутреннюю часть корпуса статора U_K^c :

$$U_K^C = \left(\frac{p \cdot R_K}{\delta_K} \right) \cdot \left(\frac{R_K \cdot 10^{-2}}{E} \right). \quad (2.8)$$

Из всего множества параметров выберем основные параметры, учет которых для данного двигателя возможен, используя опубликованные данные и чертеж. В расчете не учитываем следующие факторы:

- упругая вытяжка лопатки из замка U_3^C ,
- прогиб трактовых колец ротора от центробежных сил U_{TP} ,
- прогиб ротора от действия его массы,
- производственные отклонения, включающие биения по рабочим лопаткам и кольцам U_{np} .

Принимаем, что при n_{max} и T_{Bxmax} рабочий радиальный зазор минимален и равен примерно 0 ... 0,2 мм. Тогда монтажный зазор выразим в виде:

$$\delta_{м.з.} = 0,2 + \Delta\delta_{р.з.}$$

Примем, что напряжения в лопатке равны $\sigma = 300$ МПа, а в диске $\sigma_\phi = 300$ МПа и $\sigma_r = 250$ МПа.

На расчётной схеме для определения радиальных зазоров представлены основные геометрические параметры, используемые при расчете (рис.2.1).

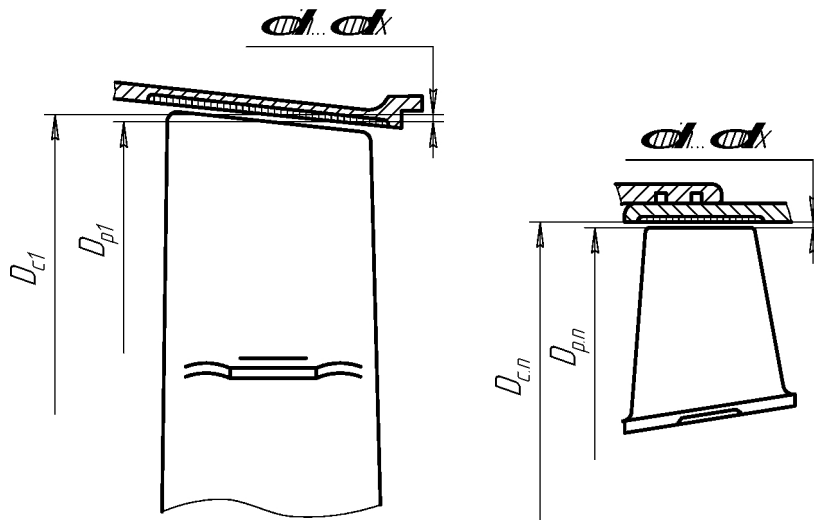


Рис. 2.1. Расчётная схема

2.4. Определение радиального зазора первой лопатки

Пример расчета представлен для компрессора с пятью ступенями.

1. Вычисляем упругую деформацию диска U_D^C :

r_H - наружный радиус обода диска берется с чертёжа компрессора в масштабе 1:1,

$E_D = 220000$ МПа - модуль упругости диска,

$\mu = 0,3$ - коэффициент Пуассона,

$$U_D^C = \frac{r_H}{E_D} \cdot (\sigma_\phi - \mu \cdot \sigma_r). \quad (2.9)$$

2. Вычисляем тепловое расширение диска U_D^t :

$t_B = t_D = 250^\circ C$ - температура воздуха,

$\alpha_{\text{д}} = 4 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ - коэффициент линейного расширения,

$$U_{\text{д}}^t = \alpha_{\text{д}} \cdot r_{\text{н}} \cdot (t_{\text{д}} - 20). \quad (2.10)$$

3. Вычисляем упругую вытяжку лопатки:

$l_{\text{л}}$ - длина лопатки определяется с чертёжа компрессора в масштабе 1:1,

$E_{\text{л}} = 224000 \text{ МПа}$ - модуль упругости лопатки,

$$U_{\text{л}}^c = \frac{\sigma \cdot l_{\text{л}}}{E_{\text{л}}}. \quad (2.11)$$

4. Определяем тепловое удлинение лопатки:

$t_{\text{в}} = t_{\text{д}} = 250^\circ \text{C}$ - температура воздуха,

$\alpha_{\text{л}} = 2 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ - коэффициент линейного расширения,

$$U_{\text{л}}^t = \alpha_{\text{л}} \cdot l_{\text{л}} \cdot (t_{\text{л}} - 20). \quad (2.12)$$

5. Вычисляем тепловое расширение корпуса турбокомпрессора:

$R_{\text{к}}$ - радиус корпуса статора с чертёжа компрессора в масштабе 1:1,

$t_{\text{к}} = 0,96 \cdot t_{\text{в}}$

$\alpha_{\text{к}} = 5 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ - коэффициент линейного расширения,

$$U_{\text{к}}^t = \alpha_{\text{к}} \cdot R_{\text{к}} \cdot (t_{\text{к}} - 20). \quad (2.13)$$

6. Упругое расширение статора, связанное с силовым воздействием рабочего тела на внутреннюю часть корпуса статора:

$p = 2,5 \cdot 10^5 \text{ Па}$ - давление на входе в компрессор,

$\delta_{\text{к}}$ - толщина корпуса с чертёжа компрессора в масштабе 1:1,

$E_{\text{с}} = 210000 \text{ МПа}$ - модуль упругости корпуса,

$$U_{\text{к}}^c = \left(\frac{p \cdot R_{\text{к}}}{\delta_{\text{к}}} \right) \cdot \left(\frac{R_{\text{к}} \cdot 10^{-2}}{E_{\text{с}}} \right). \quad (2.14)$$

7. Радиальный зазор в подшипниках $U_{\text{п}}$.

Задаётся самостоятельно $U_{\text{п}} = 0,01 \text{ мм}$.

8. Радиальный ход в демпферах $U_{\text{дем}}$.

Примем: $U_{\text{дем}} = 0$ - демпферы отсутствуют.

Вычислим суммарное изменение радиального зазора у первой лопатки:

$$\Delta \delta_{\text{п.з.}} = U_{\text{д}}^c + U_{\text{д}}^t + U_{\text{л}}^c + U_{\text{л}}^t + U_{\text{к}}^t + U_{\text{к}}^c + U_{\text{п}} + U_{\text{дем}} \quad (2.15)$$

Тогда монтажный зазор равен:

$$\delta_{\text{м.з.}} = 0,2 + \Delta \delta_{\text{п.з.}} \quad (2.16)$$

Определим номинальные размеры валов:

$$\begin{aligned} D_{\text{с1}} &= 2 \cdot R_{\text{к}} \\ D_{\text{п1}} &= D_{\text{с1}} - 2\delta_{\text{м.з.}} \end{aligned} \quad (2.17)$$

Определим предельные отклонения диаметров:

$$\begin{aligned} D_{\text{с1}} H7 &\Rightarrow \text{определяем } EI \text{ и } ES \\ D_{\text{п1}} h7 &\Rightarrow \text{определяем } ei \text{ и } es \end{aligned} \quad (2.18)$$

Предельные размеры диаметров:

$$\begin{aligned}
D_{c1\max} &= D_{c1} + ES \\
D_{c1\min} &= D_{c1} + EI \\
D_{p1\max} &= D_{p1} + es \\
D_{p1\min} &= D_{p1} + ei
\end{aligned}
\tag{2.19}$$

Определяем минимальный и максимальный монтажный зазор:

$$\begin{aligned}
\delta_{\text{м.з.1 max}} &= \frac{D_{c1\max} - D_{p1\min}}{2} \\
\delta_{\text{м.з.1 min}} &= \frac{D_{c1\min} - D_{p1\max}}{2}
\end{aligned}
\tag{2.20}$$

2.5. Радиальный зазор пятой лопатки

Расчет производится для зазора последней лопатки, в данном случае для пятой.

1. Упругая деформация диска

r_H - наружный радиус обода диска берется с чертёжа компрессора в масштабе 1:1,

$E_D = 220000 \text{ МПа}$ - модуль упругости диска,

$\mu = 0,3$ - коэффициент Пуассона,

$$U_D^C = \frac{r_H}{E_D} \cdot (\sigma_\varphi - \mu \cdot \sigma_r). \tag{2.21}$$

2. Тепловое расширение диска

$t_B = t_D = 300^\circ \text{C}$ - температура воздуха.

$\alpha_D = 4,5 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ - коэффициент линейного расширения.

$$U_D^t = \alpha_D \cdot r_H \cdot (t_D - 20) \tag{2.22}$$

3. Упругая вытяжка лопатки

l_L - длина лопатки берется с чертёжа компрессора в масштабе 1:1,

$E_L = 224000 \text{ МПа}$ - модуль упругости лопатки,

$$U_L^C = \frac{\sigma \cdot l_L}{E_L}. \tag{2.23}$$

4. Тепловое удлинение лопатки

$t_B = t_D = 300^\circ \text{C}$ - температура воздуха.

$\alpha_L = 2,5 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ - коэффициент линейного расширения,

$$U_L^t = \alpha_L \cdot l_L \cdot (t_L - 20). \tag{2.24}$$

5. Тепловое расширение корпуса турбокомпрессора:

R_K - радиус корпуса статора берется с чертёжа компрессора в масштабе 1:1,

$t_K = 0,96 \cdot t_B$,

$\alpha_K = 6 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ - коэффициент линейного расширения,

$$U_K^t = \alpha_K \cdot R_K \cdot (t_K - 20). \tag{2.25}$$

6. Упругое расширение статора, связанное с силовым воздействием рабочего тела на внутреннюю часть корпуса статора:

$p = 8,5 \cdot 10^5 \text{ Па}$ - давление на входе, задается самостоятельно,

δ_K - толщина корпуса берется с чертёжа компрессора в масштабе 1:1,

$E_C = 210000 \text{ МПа}$ - модуль упругости корпуса,

$$U_K^C = \left(\frac{p \cdot R_K}{\delta_K} \right) \cdot \left(\frac{R_K \cdot 10^{-2}}{E_C} \right). \quad (2.26)$$

7. Радиальный зазор в подшипниках U_{Π} .

Примем: $U_{\Pi} = 0,01$ мм.

8. Радиальный ход в демпферах $U_{\text{дем}}$.

Примем: $U_{\text{дем}} = 0$, поскольку демпферы отсутствуют.

9. Окончательно вычислим суммарное изменение радиального зазора у первой лопатки:

$$\Delta\delta_{p.z.} = U_D^C + U_D^t + U_L^C + U_L^t + U_K^t + U_K^C + U_{\Pi} + U_{\text{дем}} \quad (2.27)$$

Тогда монтажный зазор равен:

$$\delta_{\text{м.з.}} = 0.2 + \Delta\delta_{p.z.} \quad (2.28)$$

Определим номинальные размеры валов:

$$\begin{aligned} D_{c7} &= 2 \cdot R_K \\ D_{p7} &= D_{c7} - 2\delta_{\text{м.з.}} \end{aligned} \quad (2.29)$$

Определим предельные отклонения диаметров:

$$\begin{aligned} D_{c7}H7 &\Rightarrow \text{определяем } EI \text{ и } ES \\ D_{p7}h7 &\Rightarrow \text{определяем } ei \text{ и } es \end{aligned} \quad (2.30)$$

Предельные размеры диаметров:

$$\begin{aligned} D_{c7\text{max}} &= D_{c7} + ES \\ D_{c7\text{min}} &= D_{c7} + EI \\ D_{p7\text{max}} &= D_{p7} + es \\ D_{p7\text{min}} &= D_{p7} + ei \end{aligned} \quad (2.31)$$

Минимальный и максимальный монтажный зазор:

$$\begin{aligned} \delta_{\text{м.з.}7\text{max}} &= \frac{D_{c7\text{max}} - D_{p7\text{min}}}{2} \\ \delta_{\text{м.з.}7\text{min}} &= \frac{D_{c7\text{min}} - D_{p7\text{max}}}{2} \end{aligned} \quad (2.32)$$

2.6. Определение зазоров в промежуточных сечениях

Будем считать, что изменение максимального и минимального зазора по ступеням носит линейный характер.

Построим график изменения радиальных зазоров по вычисленным значениям радиальных зазоров для первой и пятой ступеней компрессора. Откладываем максимальные и минимальные значения зазоров по оси ординат (рис. 2.2).

$$\begin{aligned} \text{Первая ступень:} & \begin{cases} \delta_{\text{м.з.}1\text{max}} \\ \delta_{\text{м.з.}1\text{min}} \end{cases} \\ \text{Пятая ступень:} & \begin{cases} \delta_{\text{м.з.}7\text{max}} \\ \delta_{\text{м.з.}7\text{min}} \end{cases} \end{aligned}$$

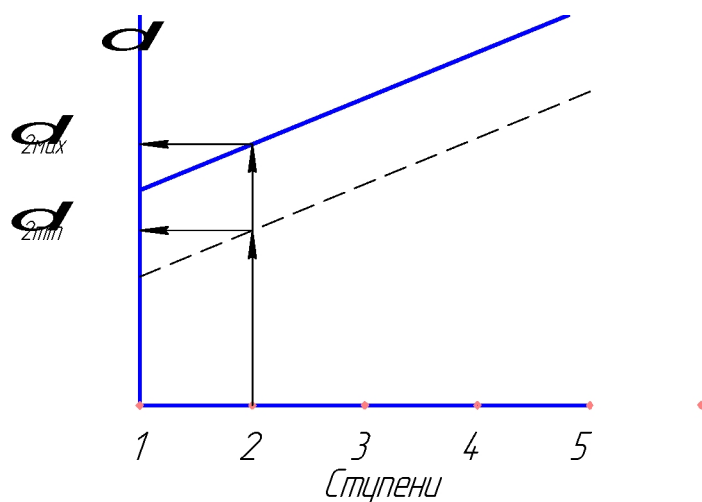


Рис. 2.2. Изменение радиальных зазоров по ступеням

По графику определим радиальный зазор в ступенях 2, 3 и 4,:

Вторая ступень: $\begin{cases} \delta_{\text{м.з. 2 max}} \\ \delta_{\text{м.з. 2 min}} \end{cases}$

Третья ступень: $\begin{cases} \delta_{\text{м.з. 3 max}} \\ \delta_{\text{м.з. 3 min}} \end{cases}$

Четвёртая ступень: $\begin{cases} \delta_{\text{м.з. 4 max}} \\ \delta_{\text{м.з. 4 min}} \end{cases}$

Для этого необходимо провести перпендикуляры от соответствующих ступеней компрессора на линейные зависимости и узнать числовое значение максимального и минимального радиального зазора для данной ступени.

2.7. Расчет непробиваемости корпуса

Для того чтобы выполнялось условие непробиваемости корпуса, необходимо, чтобы кинетическая энергия оторвавшейся лопатки была меньше потенциальной энергии корпуса, то есть:

$$E_k < W \quad (2.33)$$

Расчёт проведём для первой лопатки, так как она наиболее массивная в КВД.

1. Оценим массу лопатки:

По чертежу определим её размеры:

h – толщина,

S – ширина,

b – толщина.

Выбираем материал лопатки и определяем плотность ρ .

Тогда:

$$M = \rho \cdot h \cdot S \cdot b \quad (2.34)$$

2. Радиус центра тяжести лопатки определяется по чертежу: $R_{\text{цт}}$.

3. Угловая скорость вращения ротора КВД задается, исходя из вида и размеров двигателя самостоятельно.

$$\omega = \frac{2\pi \cdot n}{60} \quad (2.35)$$

4. Кинетическая энергия лопатки:

$$E_k = \frac{M \cdot R_{um}^2 \cdot \omega^2}{2} . \quad (2.36)$$

5. Задаем параметры для корпуса, его предел прочности в зависимости от выбранного материала для корпуса σ_B .

Эмпирические коэффициенты:

$$\xi = 1,3;$$

$$k = 2,5;$$

$$n = 0,7;$$

$$\psi = 0,05.$$

Предел сопротивления срезу при ударе:

$$\tau_{cp} = 0,65\xi \cdot \sigma_B . \quad (2.37)$$

6. Периметр площадки соударения лопатки с корпусом.

Определяем ширину лопатки в верхней части S_K и толщину корпуса h_K (рис. 2.3)

Периметр:

$$l = 2 \cdot S_K + 2 \cdot h_K \quad (2.38)$$

7. Потенциальная энергия корпуса:

$$W = l \cdot h_k \cdot \tau_{cp} \cdot (0,5k + n + \psi) \quad (2.39)$$

Сравниваем полученные значения, если $W > E_k$, то отсюда следует, что условие непробиваемости корпуса выполняется, если условие не выполняется, то условие непробиваемости корпуса не выполняется и необходимо ввести изменения в выбранных материалах для корпуса и лопатки компрессора.

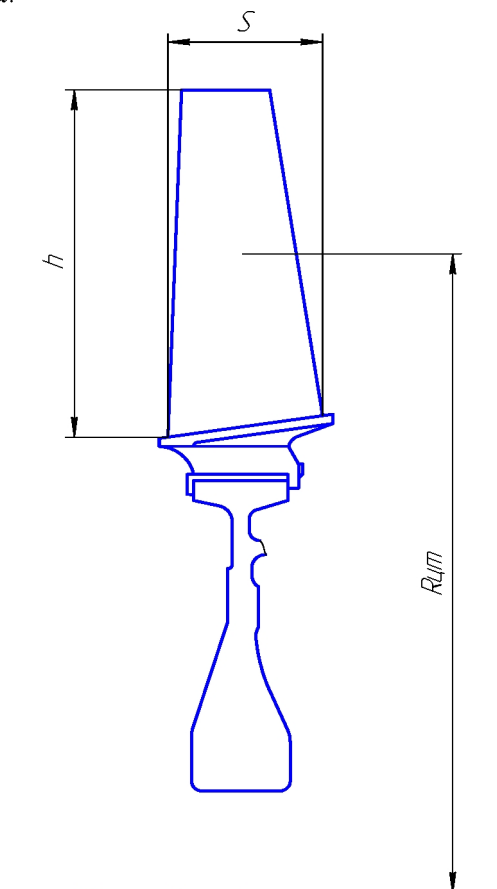


Рис. 2.3. Геометрические параметры лопатки

Расчет осевых зазоров на примере двигателя М-53 представлен в приложении 4.

3. ПРОЕКТНАЯ РАБОТА «ТУРБИНЫ ГТД»

3.1. Общие требования

Цель работы: научиться выполнять компоновку модуля турбины и решить следующие задачи:

- 1) подобрать хвостовик рабочей лопатки;
- 2) спроектировать бандажную полку;
- 3) подобрать конструкцию охлаждаемых лопаток по прототипу.

Сделать обоснование выбранных конструктивных решений по следующим критериям:

- 1) форма проточной части;
- 2) схема конструкции ротора и статора;
- 3) охлаждение дисков и рабочих лопаток;
- 4) охлаждение СА и статора;
- 5) наддув лабиринтов (уплотнений) и охлаждение опор;
- 6) сохранение балансировки (центрирование) ротора по режимам;
- 7) управление радиальными зазорами.

Графическая часть: выполнить компоновку турбины в масштабе 1:1 в соответствии с заданием (исходная конструкция представляется в любом масштабе).

Должны быть показаны:

- 1) система охлаждения лопаток СА и РК (в разрезе);
- 2) система охлаждения дисков и статора;
- 3) система управления радиальными зазорами;
- 4) точки для осмотра.

Трехмерное моделирование по заданию.

Расчетная часть:

1. Выбор хвостовика по ОСТ.
2. Проектирование и расчет на прочность бандажной полки МКЭ.
3. Выбор конструкции системы охлаждения для первой лопатки по заданной T_{Γ}^* (потребный θ).

Текстовая часть состоит из анализа исходной и проектной конструкции по следующим критериям: форма проточной части; конструктивные схемы ротора и статора; охлаждение дисков и рабочих лопаток; охлаждение СА и статора; наддув лабиринтов (уплотнений) и охлаждение опор; сохранение балансировки (центрирования) ротора на режимах; управление радиальными зазорами, а также следующих разделов:

- Введение;
- Выбор хвостовика;
- Проектирование бандажной полки;
- Выбор системы охлаждения лопаток;
- Заключение.

3.2. Проектные задания

1. Турбина М-53: Выполнить соединение дисков по типу PW-4000 (чистый диск), подвод охлаждающего воздуха к РК по типу АЛ-31Ф (через теплообменник). Управление радиальными зазорами пассивное. $T_{\Gamma}^* = 1800K$, $G_{\Delta} = 180g$. Трехмерное изображение крепления теплообменника.

2. Турбина АИ-25: Выполнить соединение дисков ТВД и ТНД по типу PW-4000 (чистые диски), подвод охлаждающего воздуха к первому РК по типу PW-6000. $T_{\Gamma}^* = 1600K$, $G_{\Delta} = 159g$. Управление радиальными зазорами пассивное по типу RB-211-535. Трехмерное изображение крепления лопатки СА НД.

3. ТВД Д-30 КУ: Выполнить соединение дисков и опору турбины по типу PW 2037, подвод охлаждающего воздуха к первому РК по типу PW 2037, ко второму РК по типу М-88. Управление радиальными зазорами активное по типу GE-90. $T_{г}^* = 1720K$, $G_{л} = 210г$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

4. ТВД Д-30КУ: Соединение дисков с валом и проставка как на PW 2000. Подвод охлаждающего воздуха к первому РК как на НК-56, ко второму РК как на М-88. Частичное отключение охлаждения на крейсерском режиме. Активное управление радиальными зазорами. Бандажные полки на первом и втором РК. $T_{г}^* = 1650K$. Трехмерное изображение соединения дисков.

5. Турбина НК-8: Выполнить соединение дисков первого РК по типу RB-211-535 и в ТНД по типу RB-211-535, подвод охлаждающего воздуха к первому СА и первому РК как на RB-211-535 (воздух ВД и воздух НД). $T_{г}^* = 1680K$, $G_{л} = 205г$. Управление радиальными зазорами на первом РК пассивное, на ТНД активное. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

6. ТВД и ТСД RB-211-535: Подвод охлаждающего воздуха к первому РК как на PW 6000, а ко второму РК как на М-88. Управление радиальными зазорами активное по типу GE-90. $T_{г}^* = 1710K$, $G_{л} = 211г$. Трехмерное изображение соединения дисков.

7. ТВД и ТСД RB-211-535: Воспроизвести охлаждение лопатки первого СА и первого РК. Ввести систему прогрева диска на запуске (с отключением). Пассивное управление радиальными зазорами. $T_{г}^* = 1700K$. Трехмерное изображение соединения дисков.

8. ТВД “Тэй”: Выполнить соединение дисков и опору по типу PW 2000, подвод охлаждающего воздуха к первому РК по типу PW 6000, ко второму РК как на М-88. Управление радиальными зазорами пассивное. $T_{г}^* = 1625K$, $G_{л} = 182г$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

9. Турбина GE-36: Подвод охлаждающего воздуха к первому СА и первому РК как на RB-211-535 (воздух ВД и НД). Управление радиальными зазорами в ТВД и ТНД активное по типу GE-90. $T_{г}^* = 1742K$, $G_{л} = 192г$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

10. ТВД и ТНД GE-36: Ввести бандажную полку в ТВД, ввести СА второй ступени, охлаждение ступицы дика воздухом из-за четвертой ступени КВД, демпфирование лопаток второй ступени демпферной связью по типу Р 11 Ф2-300. Пассивное регулирование радиальными зазорами. $T_{г}^* = 1750K$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

11. ТВД и ТСД RB-199: Подвод воздуха к первому РК выполнить через теплообменник с частичным отклонением, чистый диск с дефлектором. Подвод ко второму РК по типу М-88-2. $T_{г}^* = 1900K$, $G_{л} = 172г$. Управление радиальными зазорами пассивное. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

12. ТВД ПС-90А: Выполнить соединение дисков с валом и проставку по типу GE-90. Подвод охлаждающего воздуха через теплообменник и подкручивающую решетку (АЛ-31Ф). $T_{г}^* = 1777K$, $G_{л} = 181г$. Пассивное управление радиальными зазорами (RB-211-535). Трехмерное изображение соединения дисков.

13. ТВД ПС-90: Соединение дисков с валом как на PW 6000, подвод охлаждающего воздуха к первому РК как на НК-56 с частичным отключением на крейсерском режиме, ко второму РК как на М-88. Активное управление радиальными зазорами. Бандажные полки на первом и втором РК. $T_{г}^* = 1680K$. Трехмерное изображение механизма частичного отключения охлаждающего воздуха.

14. ТВД и ТСД Д-36: Выполнить чистый диск первого РК с дефлектором и охлаждение по типу CFM 56-5C, подвод охлаждения к ТСД по типу М-88. Активное управление радиальными зазорами (GE-90). $T_{г}^* = 1678K$, $G_{л} = 140г$. Трехмерное изображение крепления дефлектора.

15. ТСД и ТВД Д-36: Выполнить лопатки первого РК с традиционными бандажными полками и посадку первой лопатки в паз диска, оставив конструкцию второго РК и объяснив преимущества и недостатки того и другого исполнения. Подвод охлаждающего воздуха по типу М-88, с частичным отключением. Активное регулирование радиальными зазорами по типу GE-90. $T_{\Gamma}^* = 1550K$. Трехмерное изображение подкручивающей решетки и ее крепления.

16. ТВД и ТСД НК-56: Выполнить чистый диск первого РК по типу RB 199. Подвод охлаждающего воздуха к первому РК через теплообменник и подкручивающую решетку (АЛ-31Ф), подвод охлаждающего воздуха к ТСД как на RB 199. Пассивное управление зазорами. $T_{\Gamma}^* = 1800K$, $G_{\Delta} = 213z$. Трехмерное изображение крепления дисков.

17. Турбина PW 6000: Выполнить подвод охлаждающего воздуха к первому РК через теплообменник (АЛ-31Ф) и подкручивающую решетку, охлаждение ступицы (Д-36). Активное управление радиальными зазорами на ТНД. $T_{\Gamma}^* = 1637K$, $G_{\Delta} = 163z$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

18. ТНД и ТВД PW 6000: Выполнить подвод охлаждающего воздуха к первому и второму РК как на М-88, с частичным отключением охлаждения на крейсерском режиме. Активное управление радиальными зазорами. Лопатки первого и второго РК с бандажной полкой. $T_{\Gamma}^* = 1670K$. Трехмерное изображение подкручивающей решетки и ее крепления.

19. ТВД PW 2000: Соединение дисков с валом как на Д-30КУ, подвод охлаждающего воздуха как на RB-211-535 (первое РК) и через второй СА ко второму РК. Пассивное управление радиальными зазорами. Бандажные полки на первом и втором РК. $T_{\Gamma}^* = 1540K$. Трехмерное изображение крепления дисков.

20. ТВД PW 2000: Выполнить соединение дисков с валом как на PW 300 (чистый диск) подвод охлаждающего воздуха через теплообменник (АЛ-31Ф) и подкручивающую решетку. $T_{\Gamma}^* = 1742K$, $G_{\Delta} = 212z$. Пассивное управление радиальными зазорами. Трехмерное изображение крепления дисков.

21. ТВД PW 2000: Выполнить подвод охлаждающего воздуха к лопатке первого и второго РК как на М-88. Охлаждение диска первой и второй ступени дефлектором по передней стенке с последующим подводом охлаждающего воздуха к задней стенке. Активное управление радиальными зазорами. $T_{\Gamma}^* = 1670K$. Трехмерное изображение подкручивающей решетки и ее крепления.

22. ТВД PW 2000: Соединение дисков как на V 2500, подвод охлаждающего воздуха ко второму РК через СА как на М-88, охлаждение дисков воздухом из-за дефлектора первого РК. Активное управление радиальными зазорами. Бандажные полки на первом и втором РК. $T_{\Gamma}^* = 1630K$. Трехмерное изображение крепления дефлектора.

23. ТВД PW 300: Соединение диска с валом и между собой как на LF-507. Охлаждение первого РК как на М-88. Подогрев дисков на запуске через систему охлаждения второго РК. Пассивное управление радиальными зазорами. Бандажные полки на втором РК. $T_{\Gamma}^* = 1525K$. Трехмерное изображение крепления дисков.

24. ТВД PW 300: Выполнить лопатку первого и второго РК с бандажной полкой и подводом охлаждающего воздуха с частичным отключением на крейсерском режиме (НК-25). Подвод охлаждающего воздуха на втором РК как на М-88. Пассивное управление радиальными зазорами. $T_{\Gamma}^* = 1550K$. Трехмерное изображение механизма частичного отключения охлаждающего воздуха.

25. ТВД RB-432: Выполнить соединение дисков и проставку по типу GE-90, подвод охлаждающего воздуха к первому СА и первому РК как на GE-90, ко второму РК как на М-88. $T_{\Gamma}^* = 1698K$, $G_{\Delta} = 152z$. Управление радиальными зазорами активное (GE-90). Трехмерное изображение крепления дисков.

26. ТВД RB-432: Соединение дисков по типу PW 2000, подвод охлаждающего воздуха к первому и второму РК как на НК-25. Ввести частичное отключение охлаждения на крейсерском режиме. Активное управление радиальными зазорами. Лопатки с бандажными полками. $T_{\Gamma}^* = 1520K$. Трехмерное изображение механизма частичного отключения охлаждающего воздуха.

27. Турбина BR-715: Подвод охлаждающего воздуха отдельный – на лопатку через первый СА, на диски через подкручивающие решетки. Частичное отключение охлаждения на крейсерском режиме. Пассивное управление радиальными зазорами. Бандажные полки на первом и втором РК. $T_{\Gamma}^* = 1580K$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

28. ТВД BR-710: Выполнить соединение дисков и проставку как на GE-90, подвод охлаждающего воздуха с частичным отключением (НК-56), с дефлектором на первом РК, подвод охлаждающего воздуха ко второму РК как RB 199. Пассивное управление радиальными зазорами. $T_{\Gamma}^* = 1615K$, $G_{\Delta} = 172z$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

29. Турбина F 404: Выполнить подвод охлаждающего воздуха к первому РК и второму РК через теплообменник (АЛ-31Ф) и подкручивающая решетка по типу М-88. $T_{\Gamma}^* = 1828K$, $G_{\Delta} = 187z$. Пассивное управление радиальными зазорами. Трехмерное изображение подкручивающей решетки и ее крепления.

30. ТВД F 404: Выполнить частичное отключение охлаждения первого РК на крейсерском режиме и подогрев ступицы дисков на запуске (с системой клапанов) и прогреве двигателя. Ввести систему охлаждения второй ступени по типу М-88. Управление радиальными зазорами пассивное. $T_{\Gamma}^* = 1800K$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

31. Турбина F 110: Выполнить подвод охлаждающего воздуха к первому РК через теплообменник и подкручивающую решетку с частичным отключением (АЛ-31Ф), конструкция второго РК по типу RB 199 и подвод охлаждающего воздуха как на АЛ-31Ф. Диск первого РК с охлаждением и подогревом ступицы. $T_{\Gamma}^* = 1900K$, $G_{\Delta} = 140z$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

32. ТВД F 100: Соединение дисков как на PW 2000, диски с валом как на Д-30КУ, подвод воздуха на охлаждение первого и второго РК как на М-88. Пассивное управление радиальными зазорами. Бандажные полки на первом и втором РК. Трехмерное изображение крепления дисков.

33. ТВД V-2500: Выполнить соединение дисков как на PW 2000, подвод охлаждающего воздуха к первому РК с частичным отключением (АЛ-31Ф). $T_{\Gamma}^* = 1690K$, $G_{\Delta} = 200z$. Управление радиальными зазорами активное (GE-90). Трехмерное изображение механизма частичного отключения охлаждающего воздуха.

34. ТВД V 2500: Соединение дисков как на PW 2000, подвод охлаждающего воздуха к первому РК отдельный – к диску через дефлектор, к рабочим лопаткам через первый СА с частичным отключением на крейсерском режиме. Пассивное управление радиальными зазорами. Бандажная полка на втором РК. $T_{\Gamma}^* = 1650K$. Трехмерное изображение крепления дисков.

35. ТВД АЛ-31Ф: Выполнить подвод охлаждающего воздуха по типу НК-25, реализовать частичное отключение охлаждающего воздуха на крейсерском режиме, ввести дефлекторы с двух сторон диска с подводом охлаждающего воздуха как на М-88. Пассивное управление радиальными зазорами. $T_{\Gamma}^* = 1800K$. Трехмерное изображение механизма частичного отключения охлаждающего воздуха.

36. Турбина АЛ-31Ф: Выполнить соединение дисков с валом по типу RB 199. Подвод охлаждающего воздуха подкручивающей решеткой через дефлектор к первому и второму РК. Теплообменник и механизм частичного отключения охлаждения оставить. Пассивное управление радиальными зазорами. $T_{\Gamma}^* = 1900K$, $G_{\Delta} = 188z$. Трехмерное изображение крепления дефлектора.

37. ТВД CFE-738: Выполнить соединение дисков по типу PW 2000, подвод охлаждающего воздуха к первому РК с частичным отключением (НК-56), ко второму РК как на М-88. Активное управление радиальными зазорами (GE-90). $T_{г}^* = 1580K$, $G_{л} = 171г$. Трехмерное изображение механизма частичного отключения охлаждающего воздуха.

38. ТВД CFM 56-5C: Ввести систему охлаждения ступицы диска из-за четвертой ступени КВД. Система отключения охлаждения первого рабочего колеса при подводе охлаждающего воздуха к лопаткам через дефлектор первого СА. Активное регулирование радиальными зазорами. Лопатки с бандажными полками. $T_{г}^* = 1650K$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

39. ТВД JT9D: Выполнить соединение дисков и проставку по типу PW 2000 (чистые диски). Подвод охлаждающего воздуха к первому РК и второму РК по типу М-88 на каждом из дисков дефлектор. $T_{г}^* = 1700K$, $G_{л} = 220г$. Активное управление радиальными зазорами (GE-90). Трехмерное изображение крепления дисков.

40. ТВД GE-90: Выполнить подвод охлаждающего воздуха через теплообменник к первой ступени с частичным охлаждением (АЛ-31Ф), ко второй ступени как на RB 199. Пассивное управление радиальными зазорами. $T_{г}^* = 1800K$, $G_{л} = 250г$. Охлаждение ступицы дисков как на М-53-2. Трехмерное изображение крепления дисков.

41. Турбина М-88-2: Выполнить подвод охладителя к первой ступени через теплообменник с частичным отключением (АЛ-31Ф) ко второй ступени из-за седьмой ступени с дефлектором на диске. Охлаждение ступицы первого РК как на Д-36. Пассивное управление радиальными зазорами. $T_{г}^* = 1900K$, $G_{л} = 167г$. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

42. Турбина "Larzak": Выполнить соединение дисков с валом по типу RB 199. Подвод охлаждающего воздуха через теплообменник (АЛ-31Ф) с частичным отключением, ко второму РК по типу М-88. $T_{г}^* = 1800K$, $G_{л} = 152г$. Управление радиальными зазорами пассивное. Трехмерное изображение крепления дисков.

43. ТВД RB-199: Охлаждение диска с помощью дефлектора, проработать конструкцию охлаждаемых лопаток, конструкция первого соплового аппарата по типу НК-93. Трехмерное изображение крепления дефлектора.

44. ТВД ПС-90: Диски выполнить по типу RB-199 (ТВД), проработать конструкцию охлаждаемых лопаток, ввести охлаждение диска подкручивающей решеткой. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

45. ТВД РД-33: Конструкция первого соплового аппарата по типу Д-36, диск РК выполнить «чистым», проработать конструкцию охлаждаемых лопаток. Трехмерное изображение крепления лопатки СА.

46. ТНД РД-33: Охлаждение 1-го и 2-го РК по типу М-88, соединение дисков между собой по типу НК-93, проработать конструкцию охлаждаемых лопаток. Трехмерное изображение крепления дисков.

47. ТВД НК-93: Конструкцию первого РК выполнить по типу Д-18, проработать конструкцию охлаждаемых лопаток. Трехмерное изображение крепления дисков.

48. ТВД Д-18: Ввести регулирование охлаждения по типу НК-56, диск выполнить без отверстия в полотне, проработать конструкцию охлаждаемых лопаток.

49. ТНД НК-8: Соединение дисков между собой по типу НК-56, ввести активное регулирование радиальных зазоров, корпус турбины выполнить охлаждаемым вторичным воздухом. Трехмерное изображение механизма частичного отключения охлаждающего воздуха.

50. ТВД Д-36: Диск турбины выполнить без отверстия в полотне, ввести охлаждение с помощью дефлектора, рабочие лопатки сделать охлаждаемыми, проработать конструкцию охлаждаемых лопаток. Трехмерное изображение крепления дефлектора.

3.3. Выбор хвостовика лопатки

3.3.1. Выбор геометрии хвостовика

По чертежу определяем высоту хвостовика. По ОСТ I 10975-73, приведенному в таблицах [9], находим размеры хвостовика.

Число пар зубьев принято брать равным пяти.

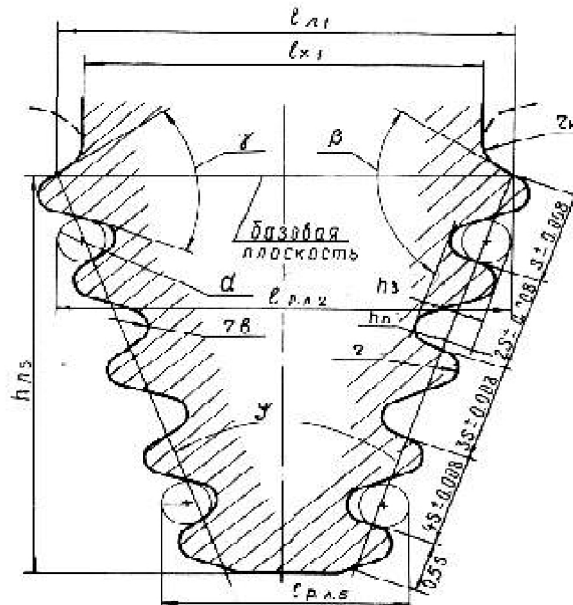


Рис. 3.1. Геометрия хвостовика елочного типа

3.3.2. Нагрузка на хвостовик

Считаем, что на лопатку действует только центробежная сила, которая определяется по формуле:

$$P = m_1 \cdot \omega^2 \cdot r_{\text{ЦМ}}, \quad (3.1)$$

где m_1 - масса лопатки по заданию;

$\omega = \frac{2\pi n}{60}$ - угловая скорость;

$r_{\text{ЦМ}}$ - радиус центра масс лопатки.

Центробежная сила, приходящаяся на один зуб хвостовика:

$$P_i = \frac{P}{z}, \quad (3.2)$$

где z - число зубьев.

3.3.3. Напряжения в хвостовике

По графикам напряжения [рис. 3.4, рис. 3.5, рис. 3.6 [9]] определяются напряжения от единичной силы на единицу длины зуба - $\bar{\sigma}_{\text{СМ}}$, $\bar{\sigma}_{\text{ИЗГ}}$, $\bar{\tau}_{\text{СР}}$.

Определяем длину паза в диске по формуле:

$$b = \frac{x}{\cos(\gamma_{\text{УСТ}})}, \quad (3.3)$$

где x - длина паза с чертежа,

$\gamma_{уст}$ - угол установки лопатки в диске.

Напряжения смятия, изгиба и среза в одном зубе замка определяются следующим образом:

$$\sigma_{см} = \bar{\sigma}_{см} \frac{P_i}{b \cdot \frac{S}{2}}, \quad (3.4)$$

$$\sigma_{изг} = \bar{\sigma}_{изг} \frac{P_i}{b \cdot \frac{S}{2}}, \quad (3.5)$$

$$\tau_{ср} = \bar{\tau}_{ср} \frac{P_i}{b \cdot \frac{S}{2}}, \quad (3.6)$$

где P_i – центробежная сила, приходящаяся на один зуб,

b – длина паза в диске,

S – шаг зубьев.

3.3.4. Коэффициенты запаса

Коэффициенты запаса на смятие, изгиб и срез:

$$k_{см} = \frac{\sigma_{0,2}^t}{\sigma_{см}} > 1,5, \quad (3.7)$$

$$k_{изг} = \frac{\sigma_{В\tau}^t}{\sigma_{изг}} > 2, \quad (3.8)$$

$$k_{ср} = \frac{0,6\sigma_{В\tau}^t}{\tau_{ср}} > 4, \quad (3.9)$$

где $\sigma_{0,2}^t$, $\sigma_{В\tau}^t$ – пределы прочности.

3.4. Выбор системы охлаждения лопаток

Определим безразмерную величину θ – глубину охлаждения лопаток, позволяющую судить об эффективности системы охлаждения (при некотором фиксированном расходе охладителя $\bar{q}_{охл}$) для всех охлаждаемых лопаток РК и СА.

Принимаем допустимую температуру лопатки $T_{л}$, температуру охладителя $T_{охл}^*$ и температуру, которая срабатывается в турбине.

Глубина охлаждения определяется по формуле:

$$\theta = \frac{T_{г}^* - T_{л}}{T_{г}^* - T_{охл}^*}, \quad (3.10)$$

где $T_{г}^*$ – температура за камерой сгорания,

$T_{л}$ – допустимая температура лопатки,

$T_{охл}^*$ – температура охладителя.

По статической зависимости [11] находим схему охлаждения лопатки.

Заключение

Методические указания представляют собой продолжение опыта реализации курсовой работы в ходе курсов «Основы проектирования АД и ЭУ», «Компьютерное проектирование основных узлов АД и ЭУ». Первое издание проектных заданий было осуществлено в 1992 году. По сравнению с предыдущим изданием, которое в основном базировалось на хорошо известных отечественных и зарубежных образцах авиационного двигателестроения, в настоящее издание включены задания по самым современным и наиболее известным двигателям. Это стало возможным благодаря созданию и развитию на кафедре КиПДЛА СГАУ электронной базы двигателей под руководством профессора Н.И. Старцева.

Также в методические указания были добавлены разделы, касающиеся расчета осевых сил в турбокомпрессоре, выбора радиально-упорного подшипника, трехмерного проектирования системы подвески двигателя с расчетом силовых стержней, описания узла радиально-упорного подшипника и стяжного устройства, выбора радиальных и осевых зазоров в турбокомпрессоре, расчета хвостовиков елочного типа и типа «ласточкин хвост», расчета корпуса на непробиваемость, расчета бандажной полки, проектирования системы охлаждения турбины. В рамках совершенствования учебного процесса в задания по каждому разделу введены элементы трехмерного проектирования.

В дальнейшем планируется развивать выбранное направление широкого внедрения такого подхода. Твёрдотельное моделирование позволяет в ходе занятий показать особенные места в конструкции двигателя, которые зачастую невозможно представить на натурном макете или двухмерном изображении. Понимание особенностей конструкции может быть значительно улучшено путем наглядной демонстрации процесса сборки отдельных элементов или даже всего двигателя. Это приводит к мысли о необходимости создания электронной базы данных трехмерных моделей двигателей.

Список литературы

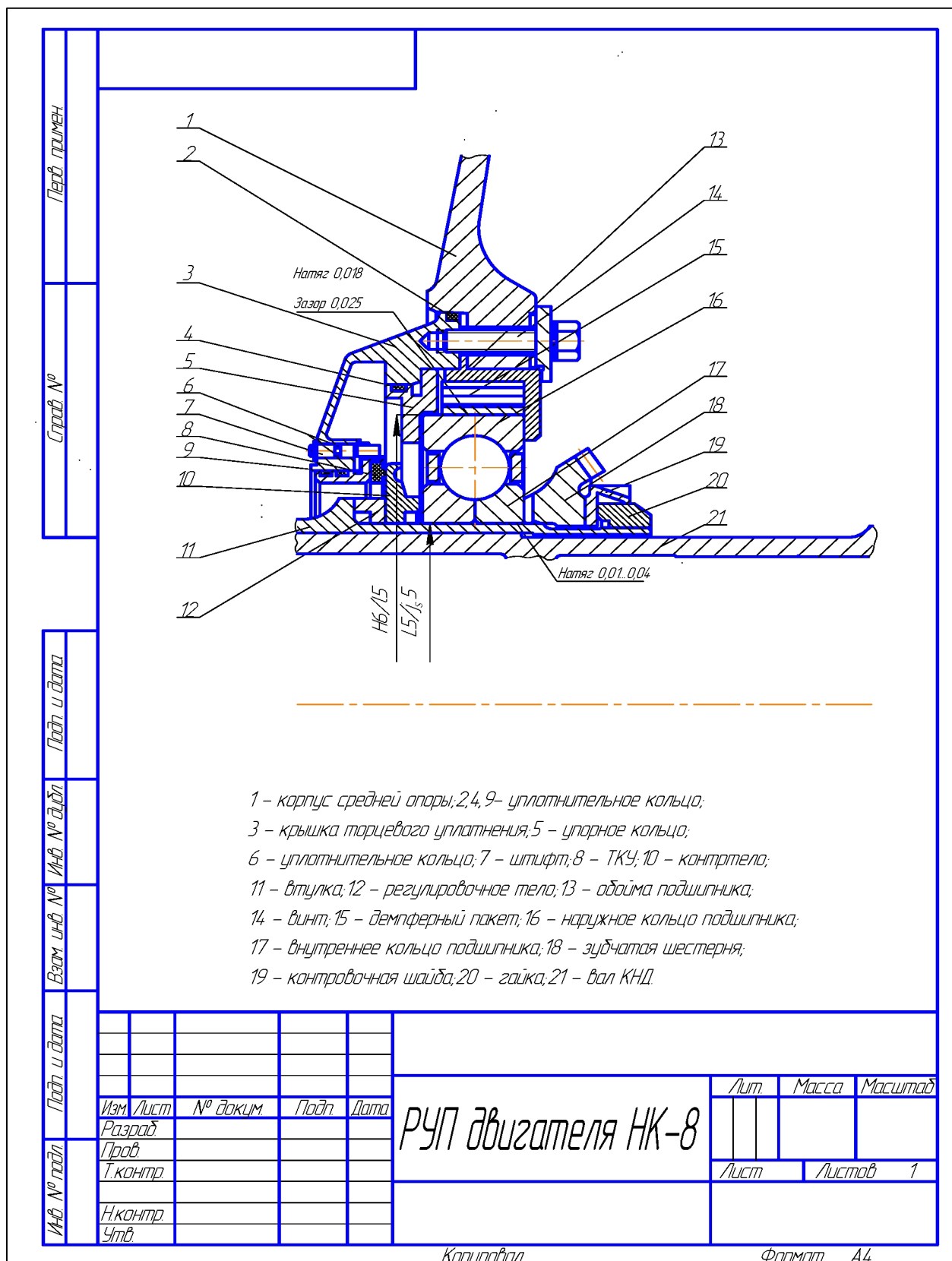
1. Белоусов А.И., Иванов А.И. Расчет осевых сил, действующих в турбомашинах. – Куйбышев: КуАИ, 1981.- 84 с.
2. Зрелов В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы. В 2 ч. Ч.2: Учебное пособие / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2002.- 210 с.
3. Конструкция и проектирование авиационных 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. Хронина. – М.: Машиностроение, 1989. – 368 с.: ил.
4. Подшипники качения. Справочник / Под ред. Р.Д. Бейзельман, Б.В. Цыпкин, Л.Я. Перель - М.: Машиностроение, 1975. - 572с.
5. Проектирование подвески ГТД на летательном аппарате: Учеб. Пособие / Е. П. Кочеров, Н. И. Старцев; Самар. Гос. Аэрокосм. ун-т. – Самара, 1999. – 54 с.
6. Проектные работы по курсу «Конструкция и проектирование ГТД»: Учеб. пособие / Н. И. Старцев; Самар. авиац. ин-т. -Самара, 1992. - 80 с.
7. Старцев Н.И. Проектирование осевых компрессоров ГТД: Учеб. пособие. – Куйбышев: КуАИ, 1978.
8. Кузнецов Н.Д. и др. Управление радиальными зазорами в турбокомпрессорах авиационных ГТД. –Самара: СГАУ, 1991.
9. Старцев Н.И. Конструирование лопаток и дисков ГТД. –Куйбышев: КуАИ, 1980.
10. Гаврилов Н.Г., Старцев Н.И. Проектирование осевых и газовых турбин. -Куйбышев, КуАИ, 1984.
11. Лукачев В.П., Данильченко В.П., Резник В.Е. Выбор параметров и инженерные основы проектирования систем охлаждения лопаток турбин авиационных ГТД. - Куйбышев, КуАИ, 1983.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И ПАРАМЕТРЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГТД,
РЕКОМЕНДУЕМЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ОСЕВОЙ СИЛЫ

Двигатель	Параметры (взлет)						$m_{\text{ов}},$ кг	$P_1, \text{кН}$	$n_{\text{ВД}},$ об/мин	$n_{\text{ВД}},$ об/мин	$\tau,$ ч	$\tau_{\Sigma},$ ч
	$P_0, \text{кН}$ ($N_0, \text{кВт}$)	$T^*_T, \text{К}$	$\pi^*_{\kappa\Sigma}$	π^*_B	$\pi^*_{\kappa\text{ВД}}$	m						
Д-30КУ	108	1385	20,5		8,7	2,3	2650	$0,4 \cdot P_0$	-	10 620		
ПС-90А	157	1640	35,5	1,75	14,2	4,5	2950	$0,2 \cdot P_0$		11 000	5000	20000
Д-20П	53	1330	14	-	4,7	1,0	1468	$0,4 \cdot P_0$	-	-	3000	
АИ-20	(3150)	1200	7,3	-	-	-	1080	-	-	-	6000	20000
АИ-25	14,7	1145	8	-	-	2,2	348	$0,9 \cdot P_0$	-	16 640	6000	20000
Д-36	63,7	1510	20,2	1,39	5,2	5,6	1106	$0,2 \cdot P_0,$ $P_{\text{ВД}} = 3/4 P_1$	5000	11 000	-	20000
Д-436 Т1	75	1500	29,2	1,9	5,2	4,82	1450	-	-	10 000	5000	20000
НК-8	100	1270	11	-	-	1,0	2500	$0,6 \cdot P_0$	-	7 500	6500	20000
НК-56	177	1571	25,5	-	6,0	4,9	3340	$0,25 \cdot P_0,$ $P_{\text{ВД}} = 3/4 P_1$	-	-	5000	20000
НК-12	(11025)	1150	9,5	-	-	-	2900	-	-	8 300	5000	20000
АЛ-21Ф	110	1385	14,6	-	-	-	1800	-	-	-	500	1500
М53-Р2	66	1550	9,8	-	-	-	850	-	-	10 600	500	1500
LARZAC	14	1400	11.0	1,6	-	1,0	-	-	-	10 000	500	1500
М-88	60	1880	25	-	5,7	0,3	897	$0,65 \cdot P_0$	-	-	500	1500

Mк102 ADUR	23,2	-	11	-	3,8	0,8	700	$0,6 \cdot P_0$	-	16 000	500	1500
JT9D- 7R4D	218	1548	23,3	1,53	8,0	5,0	4000	$0,2 \cdot P_0$	-	7 850	5000	20000
JT9D	213	1598	22,5	1,53	-	5,1	3982	$0,2 \cdot P_0$	3620	7 850	6000	20000
PW530	18	-	30,0	-	-	3,44	-	$0,35 \cdot P_0$	-	11 000	5000	20000
PW 2000	160	1500	28,1	1,7	-	6,0	3263	$0,2 \cdot P_0$	-	10 200	-	-
PW 4000	263	1650	27,0	1,75	-	5,2	-	$0,22 \cdot P_0$	-	12 000	5000	-
PW 6000	100	1570	26,6	1,7	-	5,1	2250	$0,2 \cdot P_0$	-	-	5000	-
PW 300	21,5	1350	18,8	1,57	-	4,5	430	-	13 000	25 600	6000	-
RB 211- 535E4	182	1550	28,5	-	5,0	4,5	-	$0,2 \cdot P_0,$ $P_{ВД} = 3/4 P_1$	-	11 800	7000	-
RB 211- 535	226	1550	29,0	-	5,0	4,4	4475	$0,25 \cdot P_0$	-	10 800	5000	15000
RB 199	76	1590	25,0	-	6,0	1,1	1040	$0,4 \cdot P_0,$ $P_{ВД} = 3/4 P_1$	-	14 000	1500	-
SPEI	53	1960	20,7	-	8,2	0,7	1024	$0,67 \cdot P_0$	-	12 800	-	-
ТЕЙ	62,8	1308	15,6	-	7,0	3,0	1406	$0,32 \cdot P_0$	-	10 000	5000	15000
GE 36	99,8	1600	40,0	-	6,0	-	2727	$0,2 \cdot P_0$	-	11 000	1000	5000
F 110	76,0	1680	32,0	-	11,0	0,85	1720	$0,65 \cdot P_0$	-	16 200	500	1500
F 404	48,0	1650	25,0	3,5	-	0,34	970	$0,9 \cdot P_0$	7365	17 900	500	1500

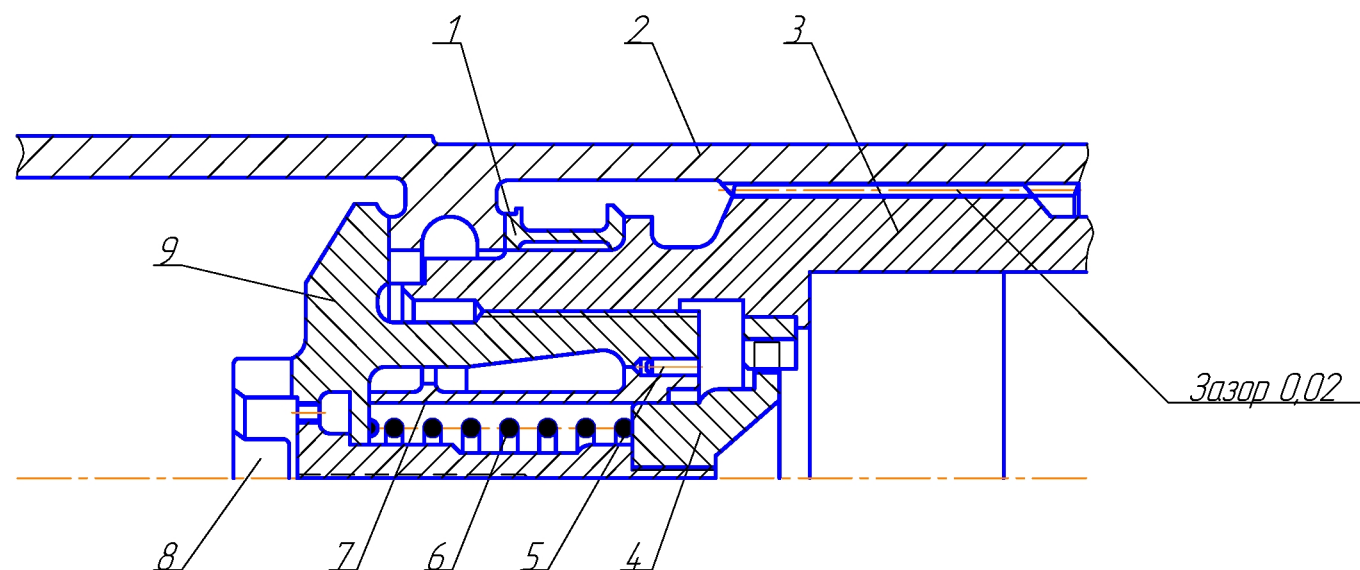
Приложение 2
Пример оформления чертежа узла радиально-упорного подшипника



Перв. примен.																																																						
Справ. №																																																						
Подп. и дата	А, Б – базовые поверхности для подшипника; В, Е – базовые поверхности втулки подшипника; Д, Г – базовые поверхности статора подшипника отклонение формы 0,02; Ж, Д, Е – посадки скольжения.																																																					
Взам. инв. №																																																						
Подп. и дата	<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="width: 10%;">Изм.</td> <td style="width: 10%;">Лист</td> <td style="width: 20%;">№ докум.</td> <td style="width: 10%;">Подп.</td> <td style="width: 10%;">Дата</td> <td rowspan="5" style="width: 30%; text-align: center; vertical-align: middle;"> Базы и отклонения формы РУП </td> <td style="width: 10%;">Лит.</td> <td style="width: 10%;">Масса</td> <td style="width: 10%;">Масштаб</td> </tr> <tr> <td>Разраб.</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Проб.</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Т.контр.</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Н.контр.</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Утв.</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td>Лист</td> <td>Листов</td> <td>1</td> </tr> </table>				Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	Базы и отклонения формы РУП	Лит.	Масса	Масштаб	Разраб.								Проб.								Т.контр.								Н.контр.								Утв.						Лист	Листов	1
Изм.					Лист	№ докум.	Подп.	Дата	Базы и отклонения формы РУП		Лит.	Масса	Масштаб																																									
Разраб.																																																						
Проб.																																																						
Т.контр.																																																						
Н.контр.																																																						
Утв.						Лист	Листов	1																																														
Инв. № подл.	Копировал																																																					
					Формат А4																																																	

Пример оформление чертежа стяжного устройства

- 1 – дистанционное кольцо;
- 2 – вал КНД;
- 3 – вал ТНД;
- 4 – контровка;
- 5 – штифт;
- 6 – пружина;
- 7 – цилиндр;
- 8 – болт стяжной;
- 9 – гайка.



Стяжное устройство двигателя НК-8

Перв. примен.										
Справ. №										
Подп. и дата	1 – дистанционная втулка; 2 – вал КНД; 3 – вал ТНД; 4 – контровка; 5 – пружина; 6 – стяжной болт; 7 – гайка.									
Взам. инв. №	Инв. № дубл.	Стяжное устройство двигателя НК-8			Лит.	Масса	Масштаб			
Подп. и дата	Изм.				Лист	№ докум.	Подп.	Дата		
Инв. № подл.	Разраб.									
	Пров.								Лист	Листов
	Т.контр.									1
	Н.контр.									
	Утв.									

Копировал _____ Формат А4

Расчет осевых зазоров на примере двигателя М53

Осевые зазоры влияют на эффективность работы ступеней. Увеличение осевых зазоров уменьшает КПД компрессора в целом. Расчеты показывают, что даже сравнительно малое ухудшение КПД турбокомпрессора может обесценить улучшения, связанные с форсированием цикла двигателя [1].

Осевые зазоры – комплексный параметр, устанавливающий взаимосвязь между уровнем регулирования радиальных зазоров и термических перемещений роторных и статорных элементов. При подборе осевых зазоров можно использовать теоретико-вероятностный метод расчета размерных цепей.

Передний осевой зазор пятой лопатки

Используя чертёж и приняв за базу отсчёта упорный торец РУП, составим размерные цепи по ротору и статору.

Величины звеньев и их допуски (по 7-му качеству) сведены в таблицу П.1.

Таблица П.1 – Размерные цепи для пятой лопатки

Звено ротора	Номинал. значение	Допуск ITA_i	Звено статора	Номинал. значение	Допуск ITA_i
L1	-25,6	0,021	L16	7,76	0,015
L2	-9,61	0,015	L15	-2,23	0,012
L3	-59,54	0,030	L14	-21	0,021
L4	-7,05	0,015	L13	239,45	0,046
L5	-238,25	0,046	L12	126,05	0,040
L6	-2,41	0,012	L11	3	0,012
L7	-10,87	0,018	L10	3,5	0,012
			L9	2,5	0,012
			L8	2,5	0,012

Составляющие звенья любой размерной цепи делятся на две группы. К первой группе относятся звенья, с увеличением которых (при прочих постоянных) увеличивается и замыкающее звено (в нашем случае – δ_{Π}). Такие звенья называются увеличивающими и обозначаются индексом “ув”. Ко второй группе, наоборот, относятся звенья, при увеличении которых замыкающее звено будет уменьшаться. Такие звенья называются уменьшающими и обозначаются индексом “ум”.

В общем случае номинальное значение замыкающего звена представляет собой разность между суммами номинальных значений увеличивающих и уменьшающих звеньев:

$$A_{\text{ном}} = \sum_{i=1}^m A_{\text{ув}} - \sum_{j=1}^n A_{\text{ум}},$$

где m – число увеличивающих звеньев; n – число уменьшающих звеньев цепи.

Тогда номинальный осевой зазор первой ступени равен:

$$\delta_{\text{о.з.7ном}} = -L1 - L2 - L3 - L4 - L5 - L6 - L7 + L8 + L9 + L10 + L11 + L12 + L13 - L14 - L15 - L16 = 8,2 \text{ мм}$$

Вычислим допуск замыкающего звена:

$$ITA_{\Delta}^{m.г.} = \sqrt{\sum_{j=1}^{n+p} ITA_j^2}$$

Для данной задачи:

$$IT = \sqrt{ITL1^2 + ITL2^2 + ITL3^2 + ITL4^2 + ITL5^2 + \dots + ITL16^2}$$

$$IT = 0,097 \text{ мм}$$

Координата середины поля допуска равна нулю $E_C A_\Delta = 0$.

Найдем предельные отклонения замыкающего звена.

Верхнее отклонение замыкающего звена:

$$ES = E_C A_\Delta + \frac{IT}{2} = 0 + \frac{0,097}{2} = 0,04867 \text{ мм}$$

Нижнее отклонение замыкающего звена:

$$EI = E_C A_\Delta - \frac{IT}{2} = 0 - \frac{0,097}{2} = -0,04867 \text{ мм}$$

Предельные осевые зазоры равны:

$$\delta_{o.z.7\max} = \delta_{o.z.7\text{ном}} + ES = 8,2 + 0,04867 = 8,2487 \text{ мм}$$

$$\delta_{o.z.7\min} = \delta_{o.z.7\text{ном}} + EI = 8,2 - 0,04867 = 8,1513 \text{ мм}$$

Передний осевой зазор первой лопатки

Используя чертёж и приняв за базу отсчёта упорный торец РУП, составим размерные цепи по ротору и статору.

Величины звеньев и их допуски (по 7-му качеству) сведены в таблицу П.2.

Таблица П.2 – Размерные цепи для первой лопатки

Звено ротора	Номинал. значение	Допуск ITA_i	Звено статора	Номинал. значение	Допуск ITA_i
L17	-27,43	0,021	L20	57,71	0,030
L18	-2,28	0,012			
L19	-24,54	0,021			

Определим номинальное значение замыкающего звена:

$$A_{\text{ном}} = \sum_{i=1}^m A_{\text{ув}} - \sum_{j=1}^n A_{\text{ум}},$$

где m – число увеличивающих звеньев; n – число уменьшающих звеньев цепи.

Номинальный осевой зазор последней ступени равен:

$$\delta_{o.z.1\text{ном}} = -L17 - L18 - L19 + L20 = 3,46 \text{ мм}$$

Вычислим допуск замыкающего звена:

$$IT = \sqrt{ITL17^2 + ITL18^2 + ITL19^2 + ITSL20^2} = 0,04253 \text{ мм}$$

Координата середины поля допуска равна нулю $E_C A_\Delta = 0$.

Найдем предельные отклонения замыкающего звена.

Верхнее отклонение замыкающего звена:

$$ES = E_C A_\Delta + \frac{IT}{2} = 0 + \frac{0,04253}{2} = 0,02127 \text{ мм}$$

Нижнее отклонение замыкающего звена:

$$EI = E_C A_\Delta - \frac{IT}{2} = 0 - \frac{0,04253}{2} = -0,02127 \text{ мм}$$

Предельные осевые зазоры равны:

$$\delta_{o.z.1\max} = \delta_{o.z.1\text{ном}} + ES = 3,46 + 0,02127 = 3,4813 \text{ мм}$$

$$\delta_{o.z.1\min} = \delta_{o.z.1\text{ном}} + EI = 3,46 - 0,02127 = 3,4387 \text{ мм}$$

Определение зазоров в промежуточных ступенях

Принимаем линейный закон изменения осевого зазора по тракту компрессора ВД Д-30КУ. В соответствии с принятым законом изменением переднего осевого зазоров строим графики, из которых можно определить величины предельных осевых зазоров на промежуточных ступенях компрессора.

Построим график изменения осевых зазоров.

$$\text{Первая ступень: } \begin{cases} \delta_{o.z.1\max} = 3,481 \text{ мм} \\ \delta_{o.z.1\min} = 3,439 \text{ мм} \end{cases}$$

$$\text{Пятая ступень: } \begin{cases} \delta_{o.z.7\max} = 8,249 \text{ мм} \\ \delta_{o.z.7\min} = 8,151 \text{ мм} \end{cases}$$

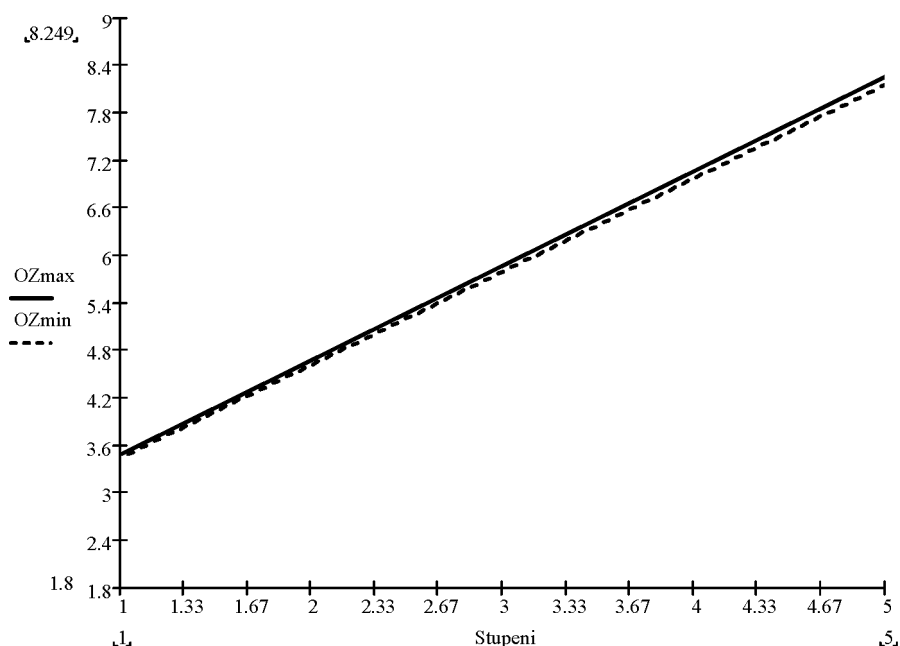


Рис. П. 1. Изменение осевых зазоров по ступеням

По графику определим осевые зазоры в ступенях 2, 3 и 4:

$$\text{Вторая ступень: } \begin{cases} \delta_{o.z.2\max} = 4,352 \text{ мм} \\ \delta_{o.z.2\min} = 4,252 \text{ мм} \end{cases}$$

$$\text{Третья ступень: } \begin{cases} \delta_{o.z.3\max} = 5,734 \text{ мм} \\ \delta_{o.z.3\min} = 5,634 \text{ мм} \end{cases}$$

$$\text{Четвёртая ступень: } \begin{cases} \delta_{o.z.4\max} = 6,938 \text{ мм} \\ \delta_{o.z.4\min} = 6,838 \text{ мм} \end{cases}$$

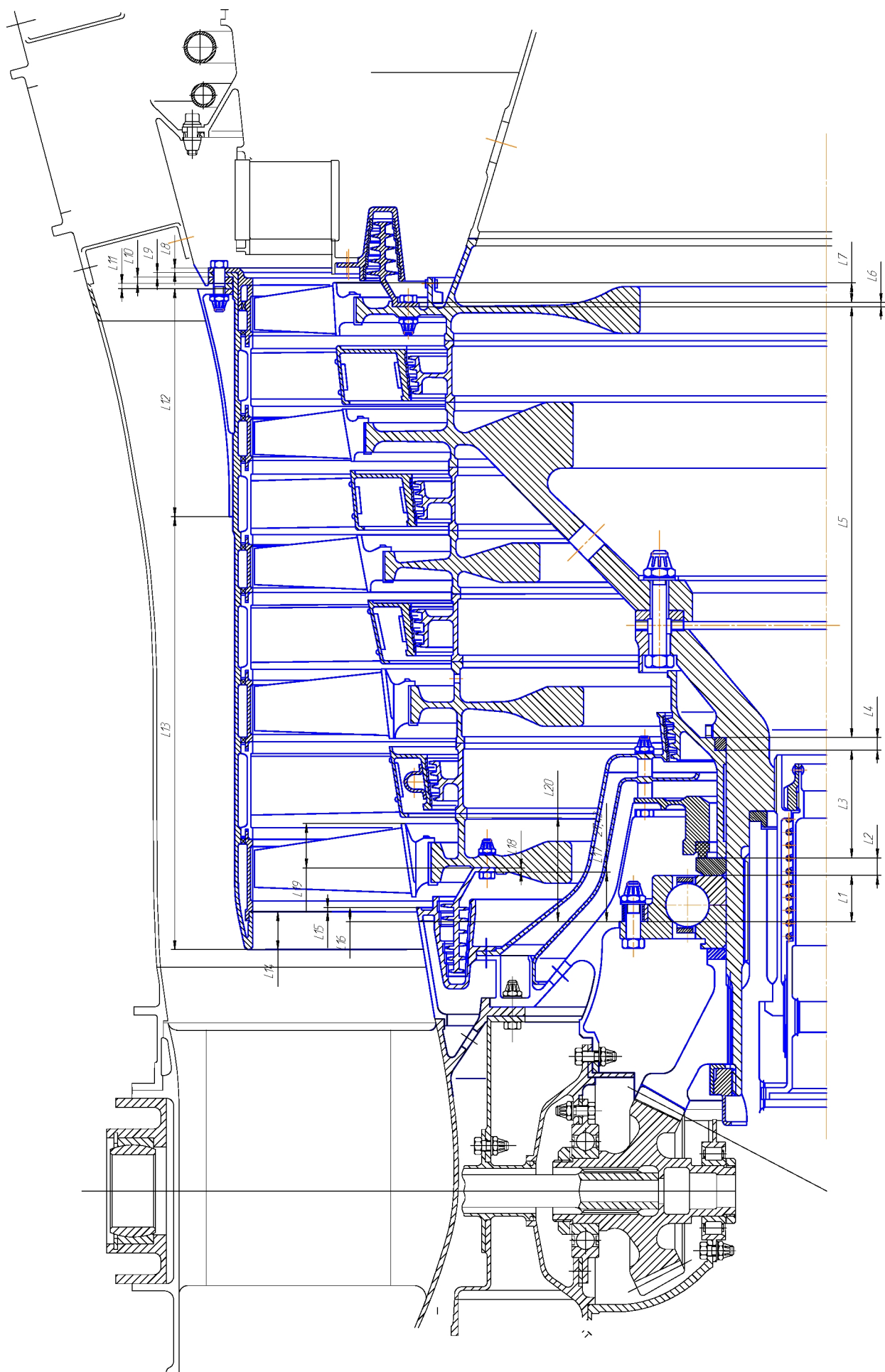


Рис. П.2. Пример составления размерной цепи

Учебное издание

**ПРОЕКТНЫЕ ЗАДАНИЯ
ПО ПРОЕКТИРОВАНИЮ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЕЙ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРЕХМЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

Методические указания

Составители: *Старцев Николай Иванович, Виноградов Александр Сергеевич*

Технический редактор *С. К. Бочкарев*
Редакторская обработка *Т. К. Крестина, И. И. Проломова*
Корректорская обработка *Н. С. Куприянова*
Верстка *А. С. Виноградов*
Доверстка *Е. А. Ларионова*

Подписано в печать 11.12.06. Формат 60×84 1/8
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 6,98. Усл. кр.-отт. 7,1. Печ. л. 7,5
Тираж 50 экз. Заказ . ИП-79(4)/2006

Самарский государственный аэрокосмический университет.
443086, Самара, Московское шоссе, 34

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