

С.В. ФАЛАЛЕЕВ, А.С. ВИНОГРАДОВ

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
САД/САЕ-ПАКЕТОВ**

2007



САМАРА

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

С.В. ФАЛАЛЕЕВ, А.С. ВИНОГРАДОВ

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ САД/САЕ-ПАКЕТОВ

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2007

УДК 621.452.221.3.01(075)

ББК 39.55

Ф 19



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

Рецензенты: заместитель Генерального конструктора
ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» С. М. И г н а ч к о в,
д-р техн. наук, проф. В. Б. Б а л я к и н

Фалалеев С.В.

Ф 19 **Проектирование систем авиационных двигателей с использованием CAD/CAE-
пакетов:** учеб. пособие / С.В. Фалалеев, А.С. Виноградов. - Самара: Изд-во Самар. гос.
аэрокосм. ун-та, 2007. - 56 с. : 67 ил.

ISBN 978-5-7883-0659-9

В учебном пособии содержатся сведения о конструкции систем воздухо-
снабжения и уплотнительных узлов отечественных и зарубежных двигателей. Приведен
алгоритм проектирования системы внутреннего воздухообеспечения с учетом теплового
состояния двигателя на различных режимах работы.

Учебное пособие предназначено для студентов факультета двигателей лета-
тельных аппаратов, обучающихся по специальности "Авиационные двигатели и энерге-
тические установки". Подготовлены на кафедре конструкции и проектирования двига-
телей летательных аппаратов.

УДК 621.452.221.3.01(075)

ББК 39.55

ISBN 978-5-7883-0659-9

© Фалалеев С.В., Виноградов А.С., 2007

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2007

Оглавление

Предисловие

Введение

1. Конструкция и основы проектирования системы внутреннего воздухообеспечения двигателя
2. Конструкция систем наддува и уплотнительных узлов масляных полостей опор роторов авиационных двигателей
 - 2.1. ТРДДФ АЛ-31Ф
 - 2.2. ТРДД ПС-90А
 - 2.3. ТРДД Д-18Т
 - 2.4. ТВад ТВЗ-117
 - 2.5. ТРДДФ РД-33
 - 2.6. ТВД НК-4
 - 2.7. ТВД НК-12
 - 2.8. ТРДД(Ф) НК-8, НК-86, НК-144
 - 2.9. ТРДД НК-56
 - 2.10. ТВВД НК-93
3. Уплотнения опор роторов авиационных ГТД
4. Совместный расчет теплового состояния и системы внутреннего воздухообеспечения авиационного двигателя
 - 4.1. Решение гидравлической задачи
 - 4.1.1. Применение теории графов для расчета систем воздухообеспечения АД
 - 4.1.2. Математическая модель воздухообеспечения в системах охлаждения
 - 4.1.3. Алгоритм расчета систем охлаждения с учетом подогрева воздуха в каналах тракта
 - 4.2. Совместное применение гидравлического пакета и пакета ANSYS для расчета теплового состояния тела, находящегося в среде с переменной температурой
 - 4.3. Методика расчета напряженно-деформированного состояния турбокомпрессора под действием температурных, центробежных и газовых нагрузок на установившихся и переходных режимах
 - 4.4. Определение параметров рабочего тела в системе воздухообеспечения АД для установившихся и переходных режимов
 - 4.4.1. Определение параметров газового потока по тракту АД
 - 4.4.2. Определение параметров воздуха в системе внутреннего воздухообеспечения АД на установившихся режимах
 - 4.4.3. Определение параметров рабочего тела в системе воздухообеспечения АД для переходных режимов
 - 4.5. Расчет температурного состояния элементов АД на переходных и установившихся режимах
 - 4.5.1. Построение геометрической модели
 - 4.5.2. Задание материалов конструкции и их свойств с учетом температуры
 - 4.5.3. Построение расчетной конечно-элементной модели АД
 - 4.5.4. Задание температур рабочего тела и коэффициентов конвективного теплообмена в соответствии с циклограммой работы и кривыми разгона АД
 - 4.5.5. Представление результатов термического расчета
 - 4.6. Расчет напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов АД на переходных и установившихся режимах
 - 4.7. Методика проектирования системы регулирования радиальных зазоров АД

Заключение

Список использованных источников

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 учебном пособии материалы призваны решить две основные задачи. Это - изучение созданных отечественных и зарубежных конструкций уплотнительных узлов авиационных двигателей (подразумевается, что в ходе выполнения курсового и дипломного проектирования студент должен познакомиться с необходимым минимумом различных конструкций) и приобретение навыков творческой работы, неразрывно связанной со способностью вырабатывать новые идеи и с 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 быстроте выполнения работы. Проектирование системы внутреннего воздухообеспечения рассматривается как составная часть сквозного курсового проекта и дипломного проектирования.

Материалы учебного пособия могут рассматриваться также как дополнительные материалы при изложении курсов «Основы проектирования АД и ЭУ», «Компьютерное проектирование основных узлов АД и ЭУ». При подготовке учебного пособия была использована компьютерная база АД и ЭУ – результат многолетней работы педагогов и студентов.

Авторы выражают глубокую признательность студентам А.И.Сукачеву, Е.А.Лазаревой за помощь в подготовке материалов учебного пособия.

Введение

Данное учебное пособие разработано на основе обобщения опыта проектирования и эксплуатации уплотнений авиационных двигателей и энергетических установок.

В сложившейся практике конструкторских бюро до настоящего времени при создании двигателей в вопросах разработки и обеспечения работоспособности систем внутреннего воздухообеспечения доминируют эмпирические методы. В технической литературе этому вопросу также не уделяется достаточного внимания, несмотря на его очевидную значимость. Поэтому издание учебного пособия является актуальным. Оно позволяет познакомить студентов с основными принципами проектирования систем воздухообеспечения с применением современных CAD/CAE технологий. Пособие будет способствовать более глубокому усвоению материалов учебных курсов «Основы конструирования АД и ЭУ», «Компьютерное проектирование основных узлов АД и ЭУ».

Пособие представляет возможность познакомиться с многообразием реализованных конструкций уплотнительных узлов и с многочисленными вариантами обеспечения их работоспособности.

В пособии подробно изложены принципы и подходы к проектированию систем воздухообеспечения на основе расчета теплового состояния двигателя методом конечных элементов. Особенно важно, что расчет рекомендуется проводить с учетом многорежимности авиационного двигателя.

Структурно работа состоит из трех частей.

В первой части рассматриваются конструкции уплотнительных узлов наиболее современных отечественных двигателей. Особое внимание уделяется конструкции уплотнений двигателей марки НК. Здесь же рассматриваются схемы работы систем внутреннего воздухообеспечения каждого двигателя.

Вторая часть пособия посвящена конструкции уплотнений различных типов. Подробно рассматриваются конструкции торцовых контактных уплотнений, радиально-торцовых контактных уплотнений, радиально-торцовых уплотнений. Дается анализ преимуществ и недостатков каждой конструкции.

Третья часть содержит алгоритм проектирования систем внутреннего воздухообеспечения, исходя из теплового состояния двигателя на различных режимах его работы.

Данное учебное пособие сориентировано на базовую специальность 160301 «Конструирование и проектирование АД и ЭУ», однако оно может быть применено и при подготовке студентов других специальностей факультета ДЛА путем сокращения части заданий.

1. КОНСТРУКЦИЯ И ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ВНУТРЕННЕГО ВОЗДУХОСНАБЖЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Через систему внутреннего воздухообеспечения (вторичный поток) протекает до 30 % массового расхода воздуха через основной контур двигателя.

Цели системы внутреннего воздухообеспечения:

- охлаждение термически нагруженных элементов (лопатки, диски и корпуса турбин);
- герметизация узла турбины от прорыва горячих газов;
- герметизация масляных полостей опор роторов;
- контроль осевой нагруженности РУП;
- отбор воздуха на самолетные нужды (наддув кабины, противообледенительная система двигателя и крыльев планера);
- регулирование радиальных зазоров между статором и лопатками ротора.

Местами отбора воздуха являются промежуточные и последняя ступени компрессора, а также второй контур двигателя.

Объекты использования воздуха:

- система внутреннего воздухообеспечения (разгрузка РУП, герметизация масляных полостей, охлаждение и герметизация турбины);
- противообледенительная система;
- регулирование радиальных зазоров;
- нужды самолета.

Рассмотрим источники отбора воздуха.

1. Щелевой перепуск в статоре компрессора (рис. 1). В данном случае необходимо использование внешних трубопроводов для транспортировки воздуха. Поэтому существует опасность отказа системы из-за поломки трубопровода.

2. Отбор внутри ротора с использованием набора трубок. Использование трубок (рис. 2) позволяет снизить потери давления при отборе воздуха за счет исключения вихреобразования и трения воздуха о быстровращающиеся диски компрессора.

3. Отбор воздуха после последней ступени компрессора и из вторичного потока камеры сгорания (рис. 3).

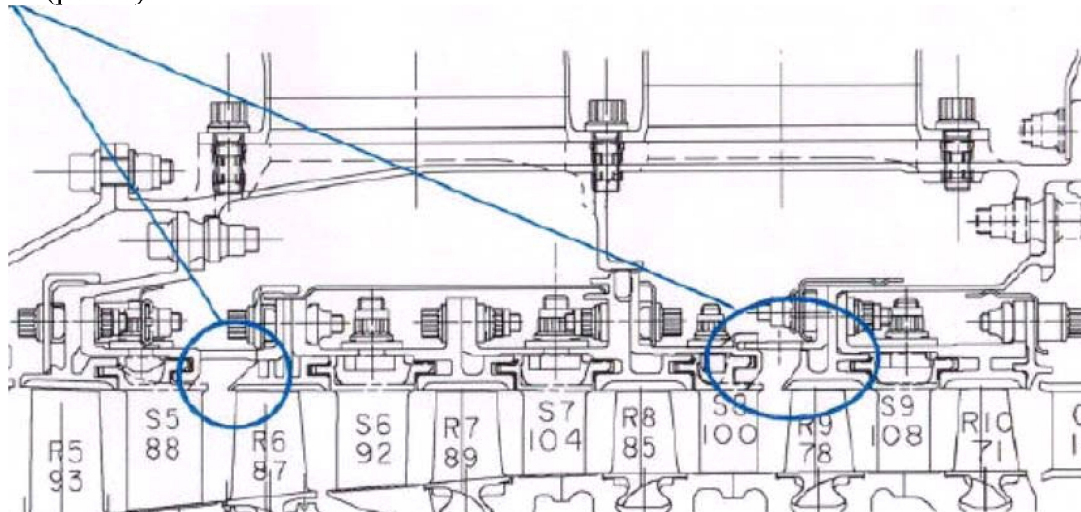


Рис. 1. Щелевой перепуск воздуха

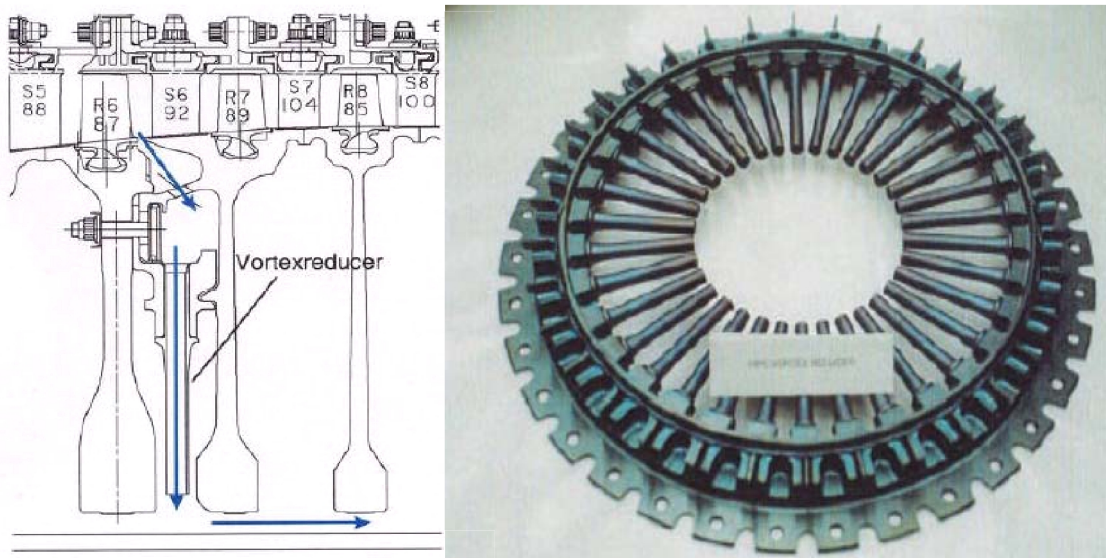


Рис. 2. Устройство для отбора воздуха внутри ротора двигателя BR-710

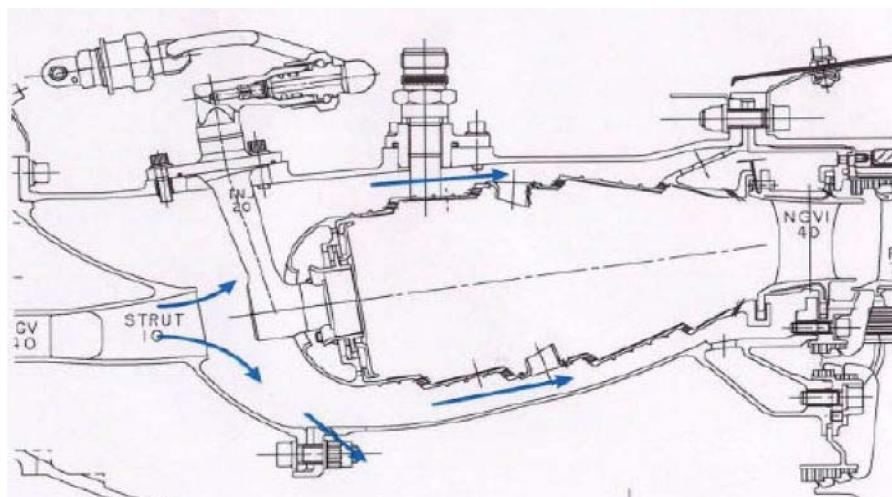


Рис. 3. Отбор воздуха после последней ступени компрессора

Далее рассмотрим некоторые особенности процессов, связанных с системой внутреннего воздухообеспечения двигателя.

Одной из задач системы внутреннего воздухообеспечения является охлаждение элементов турбины. Детали турбины (диски, лопатки, корпус) воспринимают нагрузки: механические и вибрационные; термические; от химического воздействия (воздействие продуктов сгорания). Механические нагрузки снижают выбором радиальных размеров и скорости вращения (центробежная сила $F \sim R\omega^2$), а также подбором материала с требуемыми свойствами. Химическое воздействие снижают выбором покрытий элементов проточного тракта. Термические нагрузки связаны с передачей тепла от газа к элементам турбины. Тепло передается конвекцией, теплопроводностью и тепловым излучением. Отрицательный эффект нагрева элементов турбины: снижение способности воспринимать механическую нагрузку.

Пути охлаждения лопаток турбины: увеличение площади теплоотдачи; интенсификация теплоотдачи; повышение эффективности использования охлаждающего воздуха (комбинированное охлаждение); использование теплозащитных покрытий.

Пример движения охлаждающего воздуха в турбине приведен на рис. 18.

Рассмотрим охлаждение дисков турбин. Источники тепла (рис. 4): теплопередача через замки лопаток; протечки горячего газа; мощность трения вращающегося диска в воздухе, подогрев в лабиринтных уплотнениях.

Пути уменьшения теплового потока к диску турбины (рис. 5): продувка замков лопаток охлаждающим воздухом; продувка междискового пространства охлаждающим воздухом; использование подкручивающих решеток (закрутка охлаждающего воздуха - снижение относительной окружной скорости, и его ускорение - снижение статической температуры); минимизация утечек охлаждающего воздуха.

Необходимость герметизации междискового пространства обусловлена следующими явлениями: изменение давления в окружном направлении из-за локальных источников; нежелательный прорыв горячего газа из тракта; насосный эффект вращающихся деталей.

Таким образом, важнейшими задачами системы внутреннего воздухообеспечения для авиационного двигателя (рис. 6) являются охлаждение и герметизация.

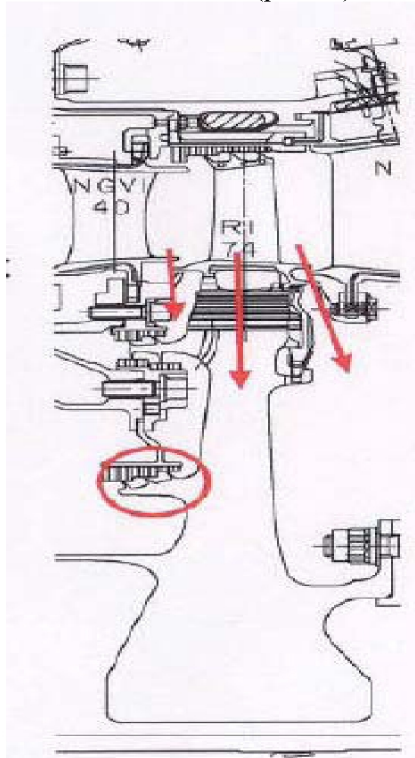


Рис. 4. Нагрев диска ТВД BR-715

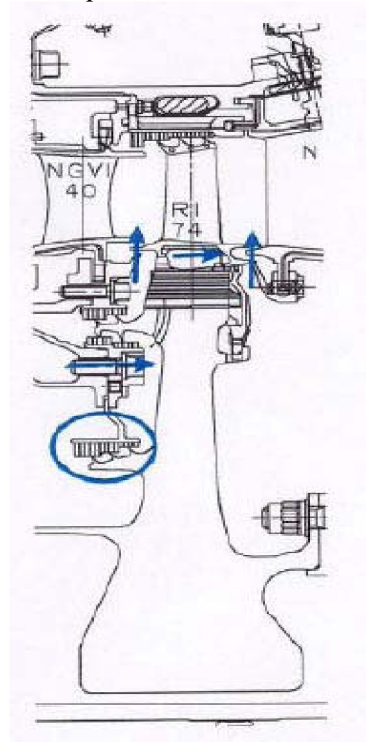


Рис. 5. Охлаждение диска ТВД BR-715

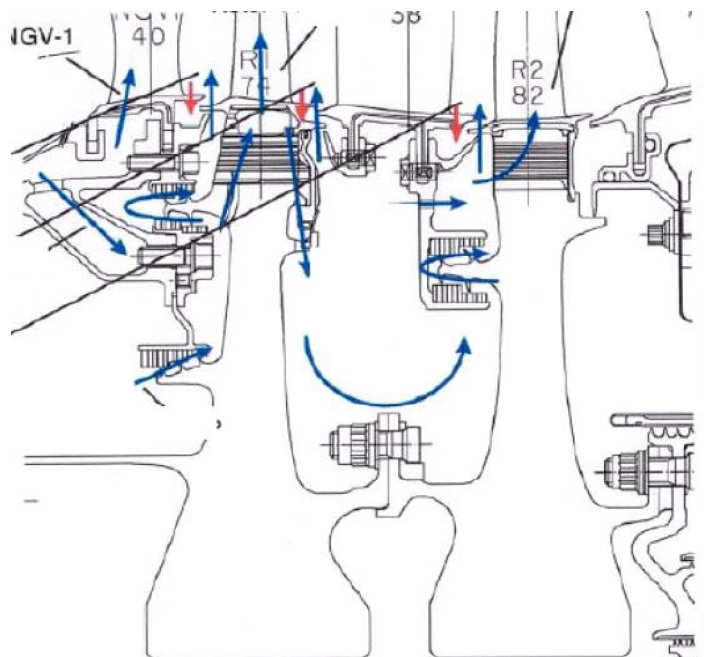


Рис. 6. Схема течения воздуха в турбине высокого давления

Для оптимального охлаждения необходимо определенное соотношение расходов воздуха через подкручивающую решетку и лабиринтные уплотнения. Допуски на зазоры в лабиринтных уплотнениях должны быть не более 0,08 мм. Необходимо иметь в виду, что повышение температуры диска ТВД на 10 К может уменьшить его ресурс в 2 раза.

Рассмотрим охлаждение статора ТВД. Передача тепла осуществляется через теплопроводность, прорыв горячего газа и теплоизлучение (рис. 7).

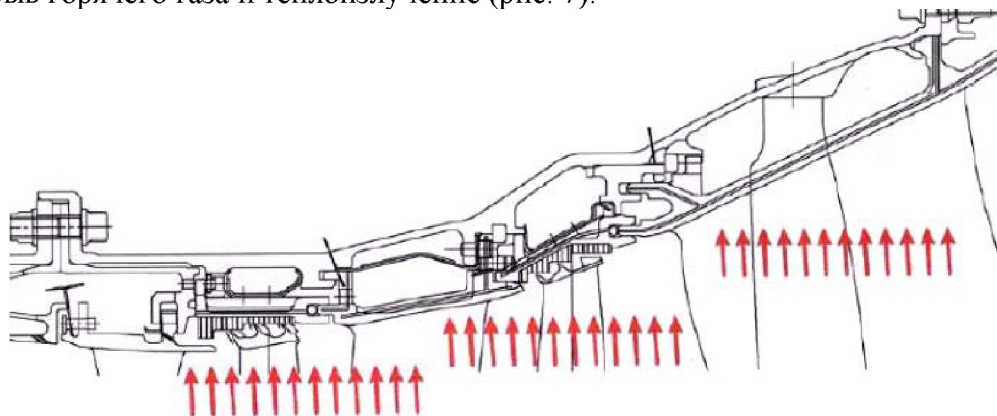


Рис. 7. Нагрев статора турбины

Пути снижения тепловых потоков: использование теплоизолирующих покрытий (приводят к возникновению нежелательных напряжений); осуществление герметизации за счет выбора посадок корпусных деталей и использование уплотнителей (например, жгуты из материала МР с пропиткой); использование тепловых экранов (снижают передачу тепла от теплового излучения и позволяют создать проточную часть для течения воздуха с целью регулирования радиальных зазоров) (рис. 8).

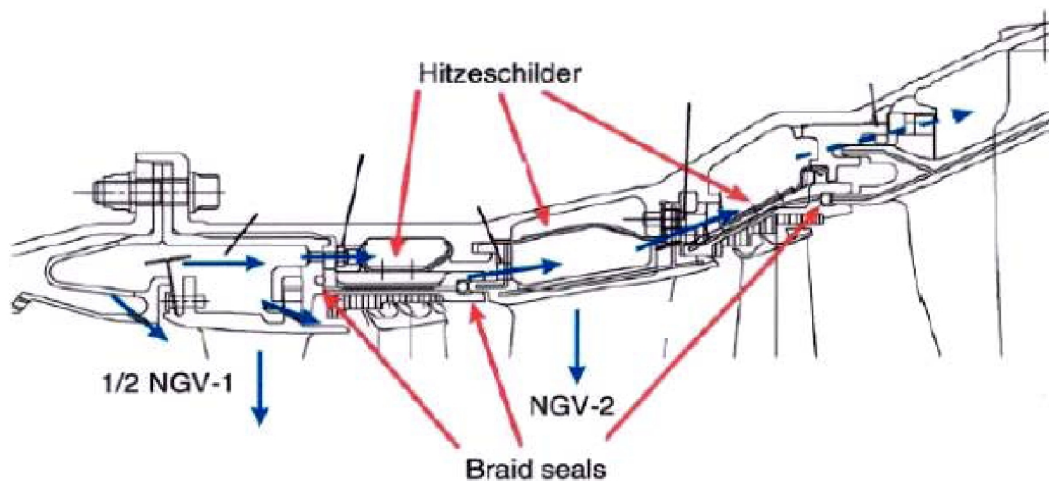


Рис. 8. Охлаждение статора турбины

Рассмотрим охлаждение и герметизацию ТНД (рис. 9). Основной задачей является герметизация междисковых полостей. Охлаждение ТНД в двигателях для гражданских самолетов обычно не требуется. Потребность в холодном воздухе для ТНД составляет примерно 0,9%.

Далее рассмотрим охлаждение опор роторов. Основной задачей является герметизация и теплозащита масляных полостей.

Схема герметизации масляной полости и разгрузки РУП приведена на рис. 11 на примере двигателя BR-715. Типичная схема системы наддува уплотнений масляной полости приведена на рис. 12.

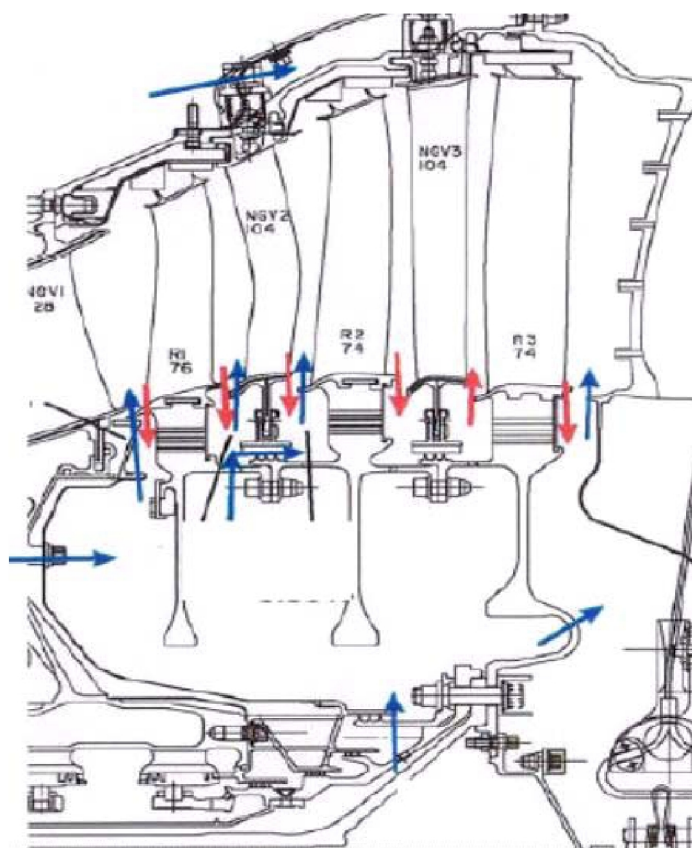


Рис. 9. Охлаждение ТНД

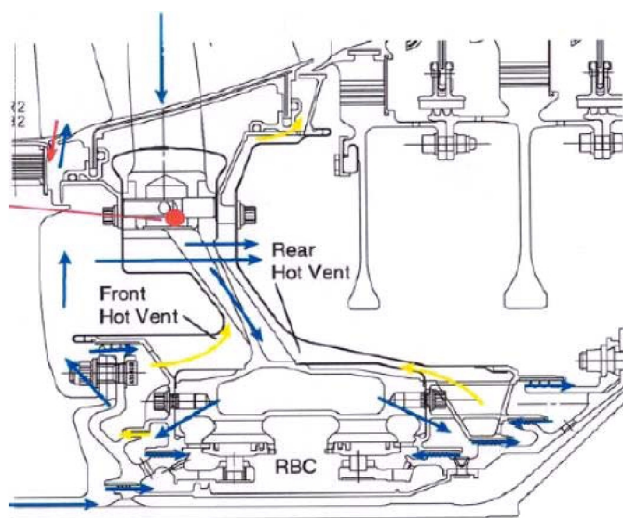


Рис. 10. Охлаждение опоры ротора

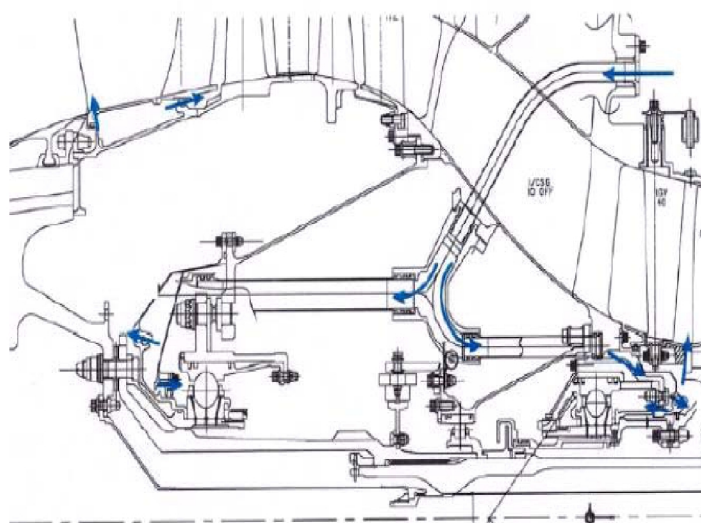


Рис. 11. Герметизации масляной полости и разгрузка РУП двигателя BR-715

Элементами системы внутреннего воздуховоснабжения являются: дроссели, подкручивающие решетки (сопловые аппараты или набор отверстий), трубопроводы (вероятность повреждения трубки должна быть очень малой, т.е. наработка на отказ более 100 млн. часов; либо повреждение трубки не должно вести к повреждению самолета), уплотнения.

При проектировании системы внутреннего воздуховоснабжения необходимо контролировать величины перепадов давлений, скорости, расход воздуха (и что особенно важно, направление течения) в ее элементах.

Задачами уплотнений подвижных и неподвижных соединений являются: минимизация утечек воздуха (высокое сопротивление), наддув масляных полостей и предотвращение прорыва горячего газа.

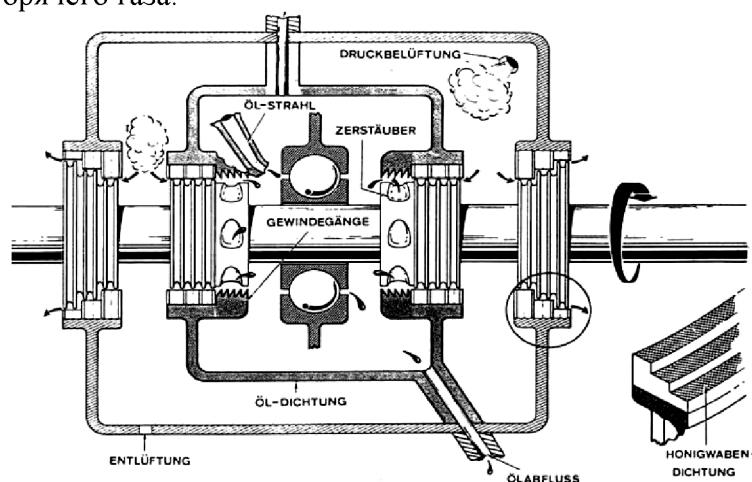


Рис. 12. Функциональная схема герметизации масляной полости двигателя фирмы GE

В качестве уплотнений подвижных соединений используются бесконтактные (лабиринтные, гидравлические) и контактные уплотнения (ТКУ, РТКУ, щеточные). Рассмотрим вопросы проектирования системы внутреннего воздухообеспечения.

Ниже сформулированы рекомендации по выбору параметров системы:

- $P_{\text{охл.возд.}}/P_{\text{газ.тракта}} = 1,8 \dots 1,9$ (лопатка 1-го СА турбины с конвективным охлаждением);
- $P_{\text{охл.возд.}}/P_{\text{газ.тракта}} = 1,025 \dots 1,035$ (лопатка 1-го СА с пленочным охлаждением);
- $P_{\text{охл.возд.}}/P_{\text{газ.тракта}} = 1,5 \dots 1,7$ (1-я рабочая лопатка турбины с конвективным охлаждением);
- $P_{\text{охл.возд.}}/P_{\text{газ.тракта}} = 1,1 \dots 1,15$ (1-я рабочая лопатка турбины с пленочным охлаждением);
- $P_{\text{охл.возд.}}/P_{\text{газ.тракта}} = 1,4 \dots 1,5$ (2-я сопловая лопатка турбины с конвективным охлаждением);
- $P_{\text{охл.возд.}}/P_{\text{газ.тракта}} = 1,3 \dots 1,4$ (2-я рабочая лопатка турбины с конвективным охлаждением);
- $P_{\text{охл.возд.}} - P_{\text{масл.пол.}} = 0,1 \dots 0,5$ атм (лабиринтное уплотнение масляной полости, крейсерский и взлетные режимы);
- $P_{\text{охл.возд.}}/P_{\text{газ.тракта}} = 1,03 \dots 1,05$ (герметизация тракта турбины);
- осевая сила, приходящаяся на РУП после разгрузки – до 30 кН.

При проектировании системы внутреннего воздухообеспечения необходимо соблюдать нижеперечисленные правила проектирования: обеспечение высокой эффективности воздушного охлаждения; избежание (минимизация) температурных напряжений; минимизация перепада давления между источником и объектом потребления; минимизация утечек (потерь охлаждающего воздуха); незначительные отклонения геометрии каналов протечки воздуха (малые допуски); гарантия функционирования при изнашивании и выходе из строя.

Рекомендуемый порядок эскизного проектирования системы внутреннего воздухообеспечения:

- определение объектов охлаждения;
- определение потребных расходов, давлений и температур охлаждающего воздуха;
- определение источников отбора охлаждающего воздуха;
- выбор схемы подвода охлаждающего воздуха;
- определение гидравлических сопротивлений подводящих каналов и трубопроводов;
- расчет потребных сопротивлений регулирующих элементов (дросселей).

2. КОНСТРУКЦИЯ СИСТЕМ НАДДУВА И УПЛОТНИТЕЛЬНЫХ УЗЛОВ МАСЛЯНЫХ ПОЛОСТЕЙ ОПОР РОТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

2.1. ТРДДФ АЛ-31Ф

Система наддува предмасляных полостей двигателя АЛ-31Ф показана на рис. 13, а конструкции опор двигателя и схемы их наддува – на рис. 14-18.

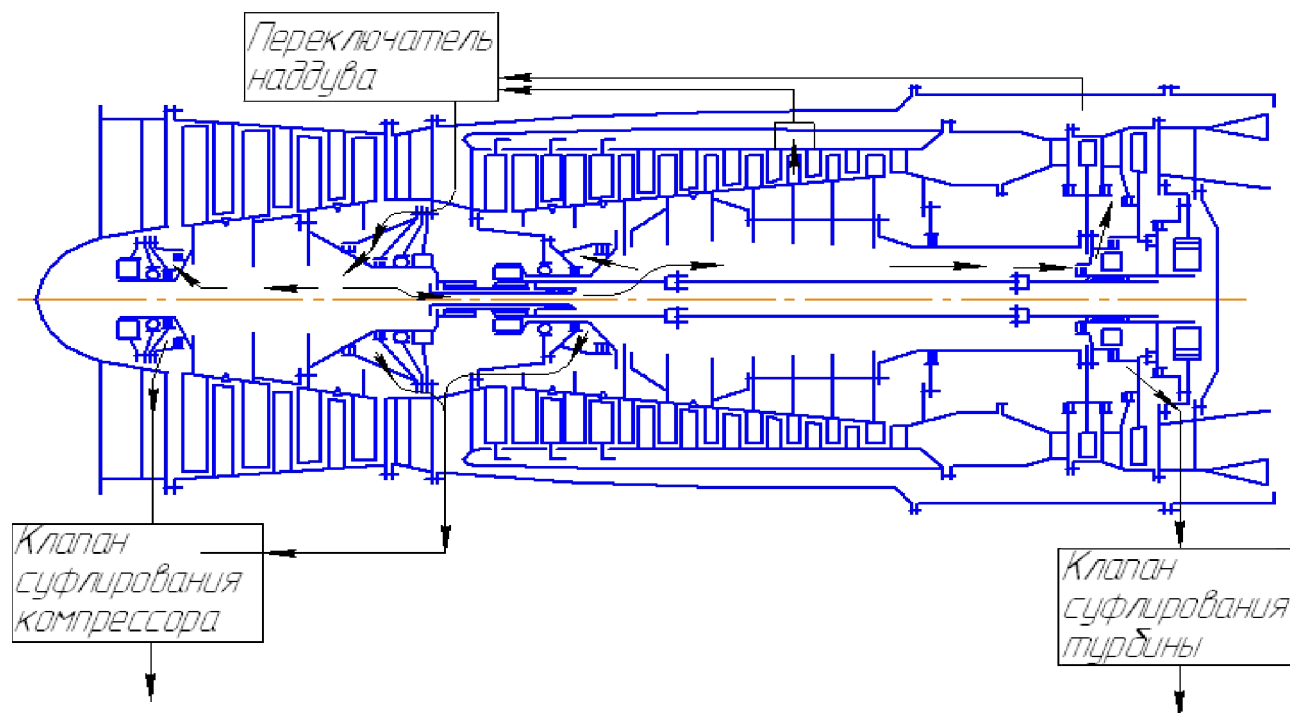


Рис. 13. Система наддува предмасляных полостей двигателя АЛ-31Ф

Отбор воздуха в систему наддува опор двигателя производится от седьмой ступени КВД (при запуске двигателя) либо из кольцевого канала наружного контура (в условиях полета).

Система наддува опор роторов предназначена для защиты газовой воздушного тракта двигателя от попадания масла из опор роторов.

Система наддува опор роторов (рис.13) включает: внутренние полости валов, стоек корпусов, частей роторов, используемых как воздушные каналы (полости наддува); предмасляные полости подшипников и полости наддува, находящиеся в узлах опор роторов; лабиринтные уплотнения; переключатель наддува; клапан суфлирования компрессора; клапан суфлирования турбины; трубопроводы.

Опоры выполнены по трехполостной схеме, в которую входят: масляная полость, предмасляная полость, полость наддува.

Предмасляная полость отделена масляным контактным уплотнением от масляной полости и лабиринтным уплотнением от полости наддува. Работа трехполостной схемы заключается в следующем. Управляемые во всех трех полостях давления обеспечивают на всех режимах работы двигателя и полета самолета постоянно направленный перепад давления (от полости наддува к масляной полости) на масляных контактных уплотнениях, в результате чего исключено попадание масла и его паров в газовой воздушный тракт двигателя.

Переключатель наддува - двухпозиционный, предназначен для переключения наддува опор двигателя. Переключатель имеет два фланца подвода воздуха: от наружного контура и от седьмой ступени КВД. Выход воздуха осуществлен через фланец крепления переключателя. Переключатель установлен на промежуточном корпусе.

Клапан суфлирования компрессора поддерживает давление в предмасляных полостях передней опоры КНД, задней опоры КНД, передней опоры КВД и ТНД избыточным по отношению к давлению в масляных полостях. Клапан установлен на корпусе компрессора в магистрали выхода воздуха в атмосферу. Клапан состоит из корпуса, в котором размещены клапан, пружина сжатия, седло и втулка. Усилие пружины регулируется шайбами. При повышении давления воздуха в предмасляных полостях до давления, превышающего усилие пружины, клапан отходит от седла, перепускает часть воздуха в атмосферу, поддерживая давление в предмасляных полостях на заданном уровне. При понижении давления пружина возвращает клапан в исходное положение.

Клапан суфлирования турбины поддерживает давление в предмасляных полостях избыточным по отношению к давлению в масляных полостях. Клапан установлен на заднем корпусе наружного контура магистрали выхода воздуха в атмосферу. Работа клапана суфлирования турбины аналогична работе клапана суфлирования компрессора.

Отбор воздуха в систему наддува опор двигателя производится: от седьмой ступени КВД, из кольцевого канала наружного контура из полости за воздухо-воздушным теплообменником. Управление отбором воздуха производится переключателем наддува автоматически. При перепаде между давлениями в наружном контуре и атмосферным менее $0,5 \pm 0,05 \text{ кгс/см}^2$ воздух в систему поступает от седьмой ступени КВД, при больших перепадах - из кольцевого канала наружного контура. От переключателя наддува воздух, пройдя через внутренние полости стоек промежуточного корпуса, поступает по двум трубопроводам в полость наддува задней опоры КНД. Затем воздух поступает в полости: вала КНД, вала ТНД, ротора высокого давления, а также в разгрузочную полость КНД через лабиринтное уплотнение полости наддува задней опоры КНД. Из полости вала КНД воздух поступает в полость наддува передней опоры КНД, из которой направляется в предмасляную полость передней опоры КНД и в полость, сообщаемую с проточной частью двигателя. Воздух из полости вала ТНД поступает с одной стороны через лабиринтные уплотнения в предмасляную полость передней опоры КВД и предмасляную полость межвального уплотнения, а с другой стороны через отверстия в цапфе ТВД и лабиринтные уплотнения — в предмасляную полость опоры турбины.

Воздух из воздухо-воздушного теплообменника поступает в полость за диском ТВД, из которой часть воздуха направляется в предмасляную полость опоры турбины через лабиринтные уплотнения.

Суфлирование предмасляной полости передней опоры ротора КНД производится через два канала, стойки переднего корпуса КНД и клапан суфлирования компрессора. Суфлирование полости кока осуществляется через те же каналы и клапан. Суфлирование предмасляной полости задней опоры КНД осуществляется через трубопровод, стойки промежуточного корпуса и клапан. Суфлирование предмасляной полости передней опоры КВД осуществляется через кольцевой канал, стойки и клапан. Суфлирование предмасляных полостей опоры турбины осуществляется через кольцевую полость, стойки и клапан суфлирования турбины.

На переходных режимах в предмасляные полости может попадать из масляных полостей незначительное количество масла, которое отводится за борт через клапаны суфлирования компрессора и турбины.

Опоры роторов выполнены по трехполостной схеме, в которую входят масляная полость, предмасляная полость и полости наддува. Предмасляная полость отделена от масляной безрасходными контактными уплотнениями, от полости наддува - лабиринтными уплотнениями. На контактных уплотнениях поддерживается оптимальный постоянный перепад давления для передней и средней опор - клапаном суфлирования компрессора, а для турбинных опор - клапаном суфлирования турбины. Если в полости наддува просочится масло, оно вместе с воздухом через клапаны суфлирования компрессора и турбины, соответственно, будет отведено за борт объекта. Все уплотнения опор снаружи наддуваются с той целью, чтобы получить перепад давления на уплотнениях между предмасляной полостью и воздушной полостью наддува, направленный в сторону предмасляной полости.

Передняя опора ротора - силовой элемент двигателя, закреплена на заднем фланце ступицы ВНА. В ее состав (рис.14) входят: корпус роликоподшипника, роликоподшипник, узел масляного уплотнения, крышки лабиринтного уплотнения.

Корпус - состоит из наружного и внутреннего корпусов и содержит гидродинамический демпфер. Упругоподвижная передняя часть корпуса связана с неподвижным фланцем ступицы 50-ю упругими перемычками. Упругость корпуса, наличие масляной пленки в полости расположения упругого кольца гасят колебания ротора.

Узел масляного уплотнения предотвращает утечки масла в проточную часть компрессора и воздуха - из проточной части в масляные полости. Масляное уплотнение состоит из сдвоенных сегментных уплотнений с браслетными пружинами.

Задняя опора ротора КНД (рис. 15) воспринимает суммарную осевую нагрузку от роторов КНД и ТНД, а также радиальную нагрузку от ротора КНД. В ее состав входят: корпус подшипника, шариковый подшипник, радиальное контактное масляное уплотнение, крышки лабиринтного уплотнения, вал КНД.

В задней опоре смонтирован привод редуктора датчиков РНД. Корпус опоры - титановый. Внешним фланцем корпус крепится к фланцу промежуточного корпуса. Шариковый радиально-упорный подшипник - четырехточечный.

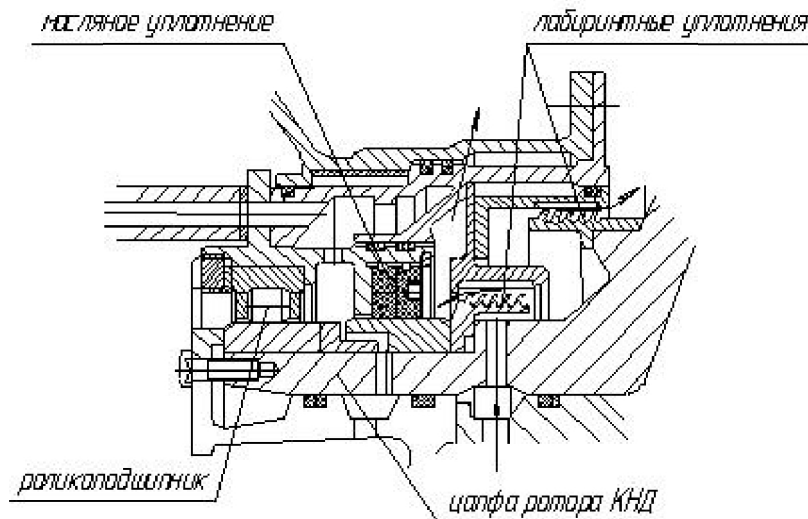


Рис. 14. Передняя опора ротора КНД

Суфлирование предмасляной полости осуществлено через трубопровод и втулку. Подвод воздуха в полости наддува масляных уплотнений производится через два трубопровода.

Радиальное контактное уплотнение по конструкции аналогично уплотнению передней опоры ротора КНД.

Вал имеет два ряда внутренних шлиц: передний предназначен для зацепления со шлицами задней цапфы ротора КНД; задний - для соединения роторов КНД и ТНД через рессору. Роторы КНД и ТНД соединены стяжной трубой. На валу закреплена гайкой ведущая шестерня привода редуктора датчиков РНД.

Передняя опора ротора КВД (рис. 16) воспринимает суммарную осевую и радиальную нагрузки от роторов КВД и ТВД. В переднюю опору входят: корпус подшипника, шариковый подшипник, радиальное контактное уплотнение.

Корпус подшипника - титановый. Демпфирование шарикоподшипника обеспечено упругостью корпуса, деформацией изгиба упругого кольца и сопротивлением колебаниям ротора, которое возникает от выдавливания масляной пленки из полости, в которой размещено кольцо. Радиальное контактное масляное уплотнение аналогично по конструкции масляному уплотнению передней опоры ротора КНД.

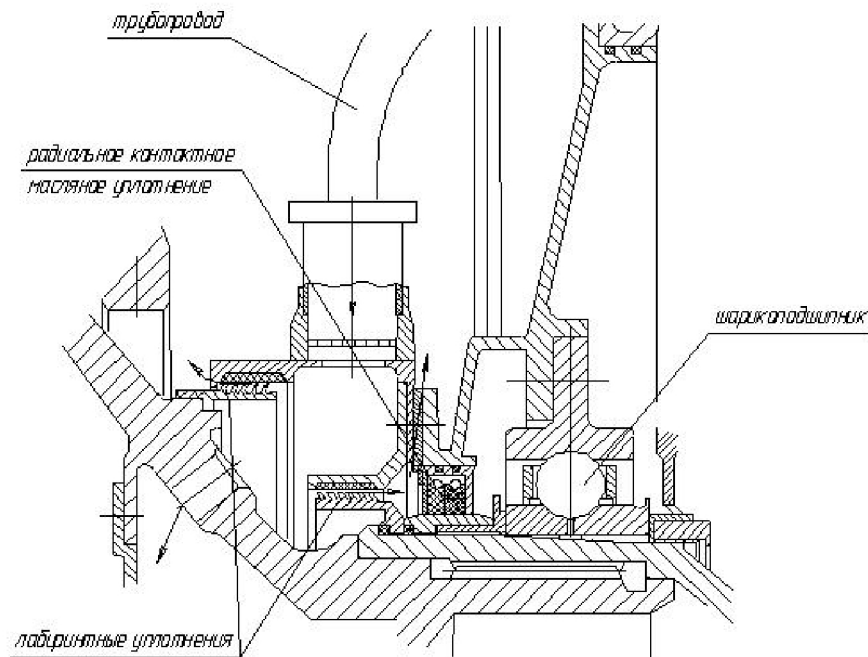


Рис. 15. Задняя опора ротора КНД

На рис. 17 изображена опора турбины.

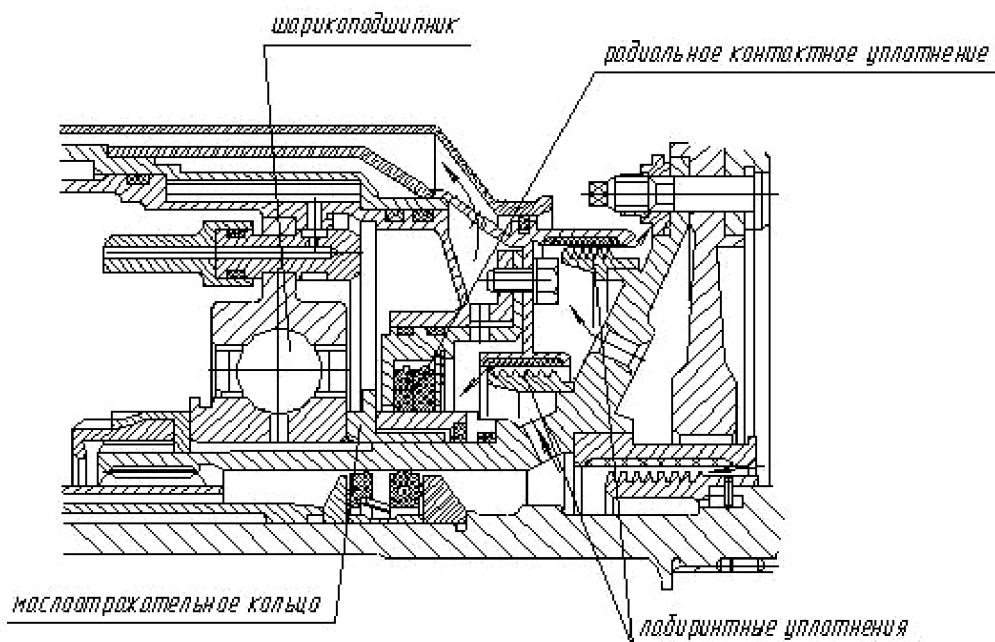


Рис. 16. Передняя опора КВД

Цапфа вала имеет на передней части внутренние шлицы, передающие крутящий момент на вал ТНД. На наружной поверхности передней части цапфы установлена внутренняя обойма роликового подшипника (на который опирается ротор высокого давления), лабиринт и набор уплотнительных колец, образующих переднее уплотнение масляной полости задней опоры ТВД. На цилиндрическом поясе в передней части цапфы имеется крышка, образующая вместе с набором уплотнительных колец, установленных на цапфе ТВД, уплотнение масляной полости между роторами турбин высокого и низкого давлений. На цилиндрическом поясе задней части цапфы установлен набор уплотнительных колец, образующих уплотнение масляной полости опоры ТНД.

Внутри стоек опоры размещены трубопроводы: подвода и откачки масла, суфлирования масляных полостей, слива масла. Через полости стоек подводится воздух на охлаждение ТНД и отводится воздух из предмасляной полости.

Масляная полость термоизолирована. На корпусе подшипника ТНД установлены маслооткачивающий насос и масляный коллектор. Между наружной обоймой роликподшипника ротора ТНД и корпусом подшипника размещен гидродинамический демпфер.

На рис. 20 показана схема охлаждения турбины и масляной полости опоры турбины ТРДДФ АЛ-31Ф.

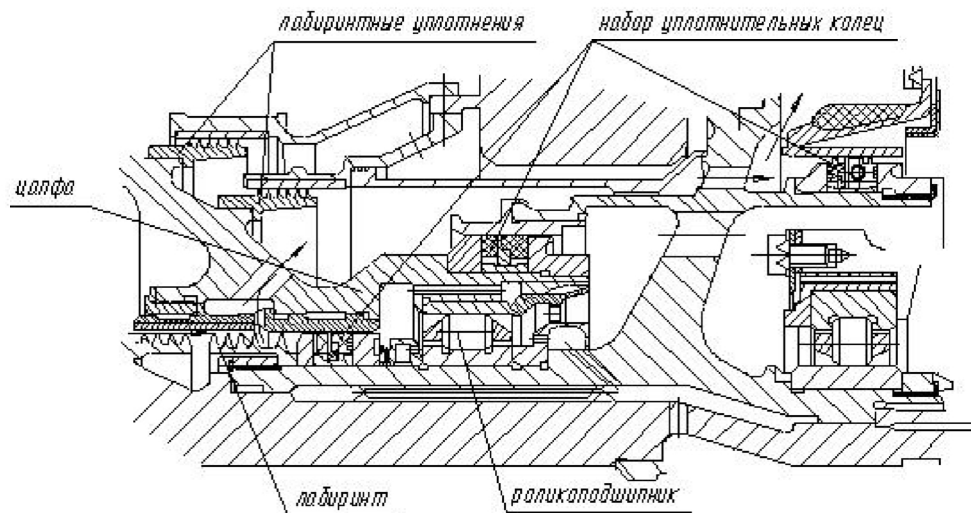


Рис. 17. Опора турбины

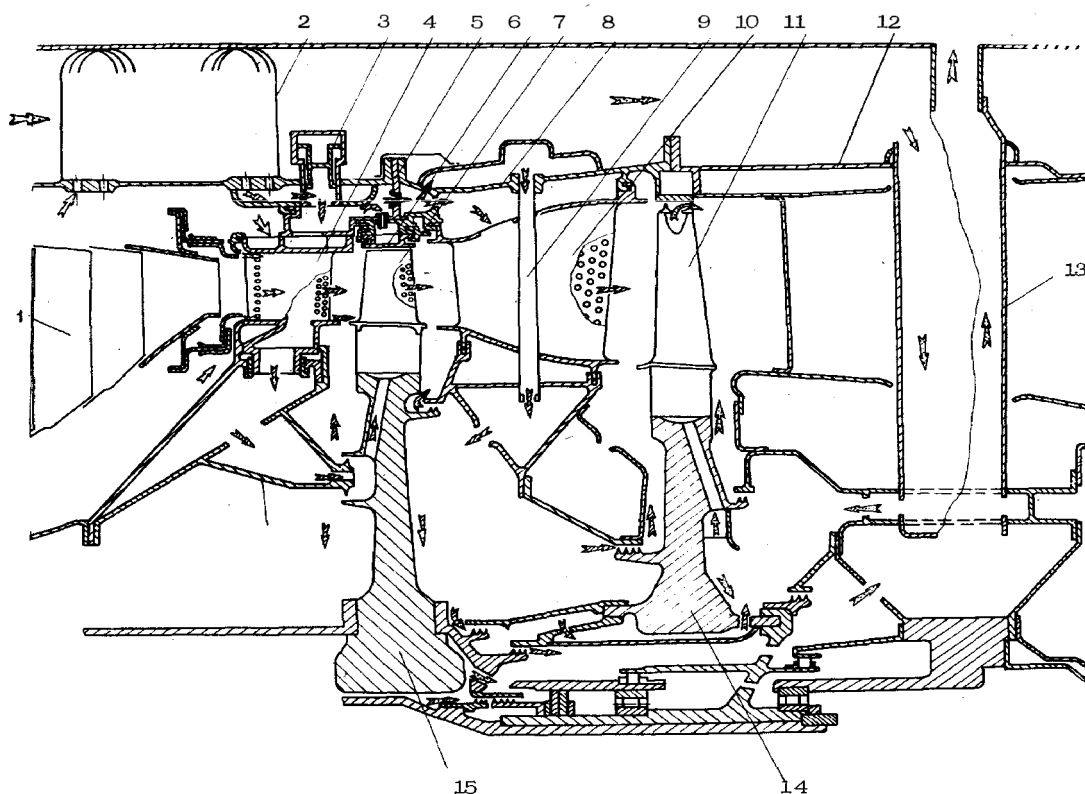


Рис. 18. Схема охлаждения турбины АЛ-31Ф:

1 - камера сгорания, 2 - воздухо—воздушный теплообменник, 3 - клапанный аппарат, 4 - лопатка соплового аппарата ТВД, 5 - наружное кольцо, 6 - сотовые вставки, 7 - лопатки рабочего колеса ТВД, 8 - обод, 9 - перепускная трубка, 10 - лопатка соплового аппарата ТНД, 11 - лопатка рабочего колеса ТНД, 12 - корпус опоры турбины, 13 - силовая стойка, 14 - рабочее колесо ТНД, 15 - рабочее колесо ТВД

2.2. ТРДД ПС-90А

Система наддува предмасляных полостей изображена на рис. 19, конструкции опор двигателя и схемы их наддува – на рис. 20-24.

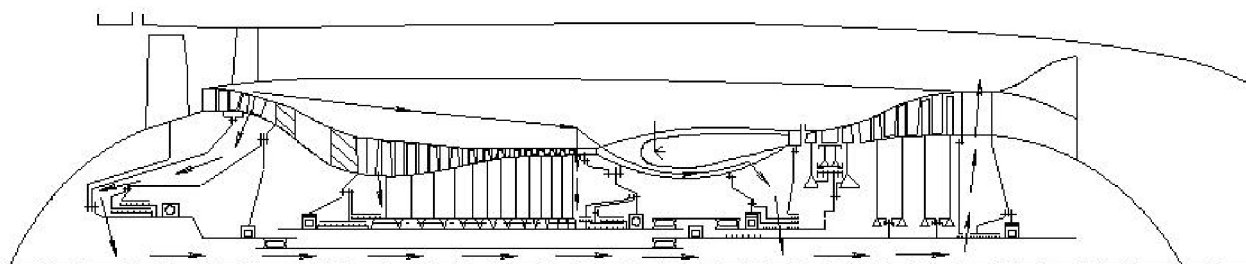


Рис. 19. Система наддува предмасляных полостей двигателя ПС-90

Воздух для наддува предмасляных полостей отбирается из-за подпорных ступеней.

Передняя опора вентилятора (рис.20) является консольной и своим задним фланцем крепится к разделительному корпусу. В передней опоре ротор вентилятора зафиксирован от продольных перемещений. Опора воспринимает осевые усилия, которые представляют собой разность осевых усилий, действующих на ротор вентилятора с подпорными ступенями и на ротор турбины низкого давления, также радиальные усилия, представляющие собой реакцию от действия инерционных сил и гироскопического момента ротора при полете по криволинейной траектории.

В полости опоры расположены (рис.20): вал вентилятора 1, шарикоподшипник 4, втулка подшипника 7 и детали лабиринтного уплотнения 5 и 6, обойма подшипника 8, трубы подвода воздуха на обогрев обтекателя, на наддув лабиринтных уплотнений, трубка и коллектор подвода масла к шарикоподшипнику с двумя жиклерами. На цапфе вала вентилятора 1 посажена втулка 7, которая своими внутренними шлицами соединяется со шлицами на буртике вала. На втулке расположены два лабиринта 5, регулировочное кольцо 12, внутренняя обойма шарикоподшипника. Все эти детали вместе с контрящим кольцом 11 стянуты гайкой 10. Гайка является одновременно индуктором для трех датчиков частоты вращения ротора вентилятора.

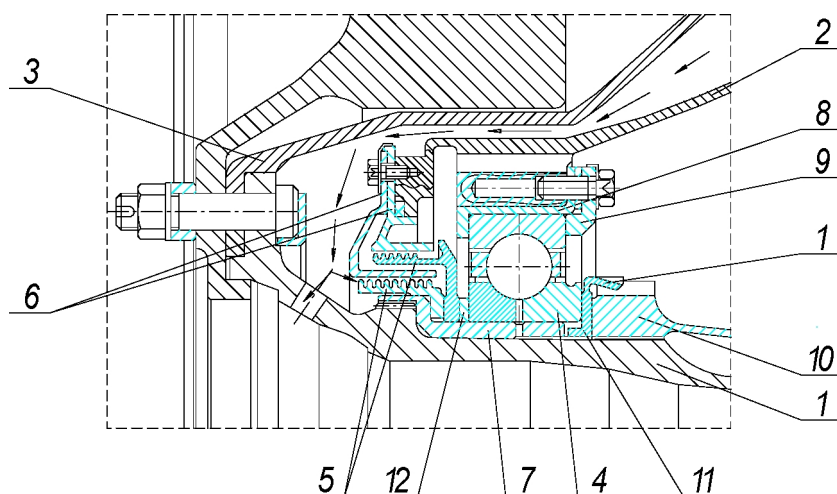


Рис. 20. Передняя опора вентилятора двигателя ПС-90:

1 - вал вентилятора; 2 - опора шарикоподшипника; 3 - ротор подпорных ступеней;
4 - шарикоподшипник; 5 - лабиринты; 6 - фланцы лабиринтов; 7 - втулка; 8 - обойма подшипника; 9 - фланец; 10 - гайка; 11 - замок; 12 - кольцо регулировочное

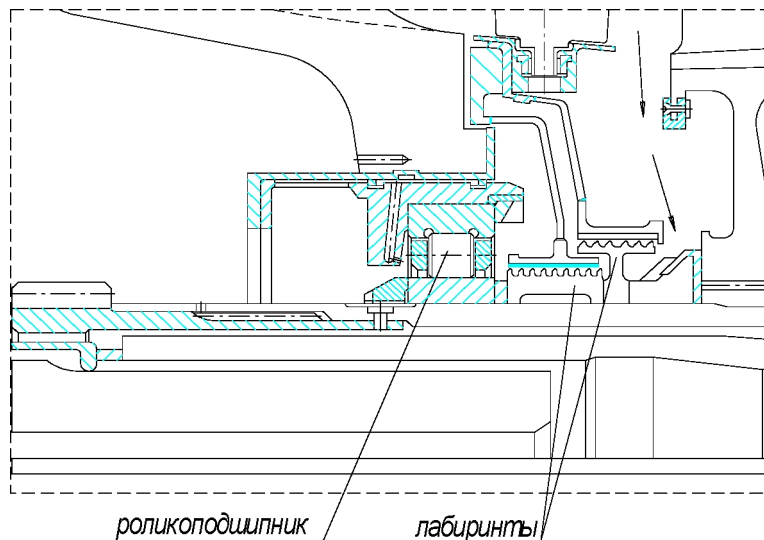


Рис. 21. Передняя опора КВД двигателя ПС-90

Масло к внутреннему кольцу подшипника подается из жиклера 13 через внутреннюю полость гайки крепления подшипника 10. Слив масла и суфлирование полости передней опоры вентилятора осуществляются через отверстия в разделительном корпусе.

Передняя опора ротора КВД (рис.21) - упругодемпферная (УДО). Наружное кольцо роликового подшипника монтируется в стакане внутренней рессоры и затянуто гайкой, закрепленной пластинчатым замком. На внешней поверхности внутренней рессоры проточены две канавки, в которые устанавливаются по два маслоуплотнительных кольца. Наружная рессора своим задним фланцем крепится к корпусу приводов, а передним фланцем соединяется с фланцем внутренней рессоры. Между маслоуплотнительными кольцами в зазорах между наружной и внутренней рессорами образована демпферная полость, в которую подводится масло по каналам в корпусе. Отсюда же по сверлениям во внутренней рессоре масло поступает на смазку подшипника.

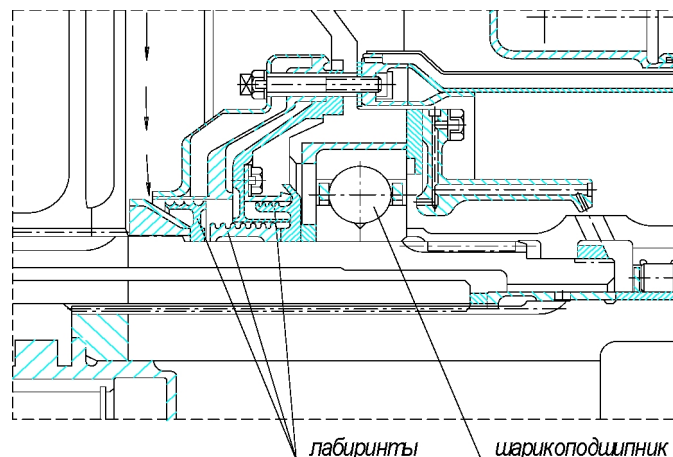


Рис. 22. Задняя опора ротора КВД двигателя ПС-90

Радиальные усилия, возникающие в передней опоре ротора КВД, передаются через УДО, корпус опоры и разделительный корпус на узлы крепления двигателя. Уплотнение масляной полости роликового подшипника лабиринтное, двухступенчатое. Фланцы лабиринтов, сопрягаемые с лабиринтами, установленными на передней цапфе вала ротора КВД, крепятся к корпусу приводов. Внутренняя поверхность фланцев лабиринтов с целью уменьшения радиального зазора имеет истираемое покрытие.

Между внутренним кольцом ВНА и разделительным корпусом зажаты фланцы лабиринтов, уплотняющих масляную полость передней опоры ротора КВД.

Задней опорой ротора КВД (рис.22) является шариковый подшипник, который воспринимает радиальные усилия, а также разность осевых усилий, действующих на роторы КВД и ТВД. Наружное кольцо шарикового подшипника монтируется в стальном стакане, запрессованном в корпус опоры, которая конструктивно входит в сварной узел внутреннего корпуса камеры сгорания.

Уплотнение масляной полости шарикового подшипника - лабиринтное, трехступенчатое. Фланцы лабиринтов крепятся к корпусу опоры. Сопрягаемые с лабиринтами поверхности имеют истираемое уплотнительное покрытие. Для уменьшения теплоотдачи в масло стенка переднего фланца лабиринта имеет слой теплоизоляции, удерживаемый кожухом. Между стенками фланцев лабиринтов образована полость, которая обдувается воздухом. Воздух для наддува лабиринтов отбирается из-за подпорных ступеней, который подается по трубам через НА последней ступени КВД. Масло для смазки и охлаждения подшипника подводится по внешнему трубопроводу к масляным форсункам и впрыскивается на беговую дорожку подшипника через жиклер.

Роликовый подшипник 1 задней опоры ротора ТВД (рис.23) воспринимает только радиальные усилия и через конструкцию опоры передает их на внутренний кожух камеры сгорания. Опора упругодемпферная с упругим элементом "беличье колесо".

Корпус опоры имеет три фланца - передний, задний и внутренний. Передним фланцем опора совместно с кожухом, эксцентриковым кольцом и опорой СА 1-й ступени крепится винтами к фланцу внутреннего кожуха КС. При сборке двигателя поворотом эксцентрикового кольца регулируют соосность опор роторов ТВД и КВД.

К заднему фланцу корпуса опоры крепятся фланцы лабиринтов, образующих вместе с гребешками лабиринтов полости охлаждающего воздуха. Фланцы лабиринтов имеют соты на цилиндрической поверхности для повышения эффективности уплотнения. Вторым задним фланцем корпус опоры вместе с фасонными фланцами крепится винтами к кожуху вала. Между фасонными фланцами имеется пространство, по которому из полости кожуха вала проходит охлаждающий воздух, теплоизолируя полость опоры и подшипник и проходя далее в систему охлаждения турбины. Уплотнение воздушных полостей осуществляется с помощью упругих колец, установленных в канавках стакана, и лабиринта. Они же служат для уплотнения масляной полости опоры.

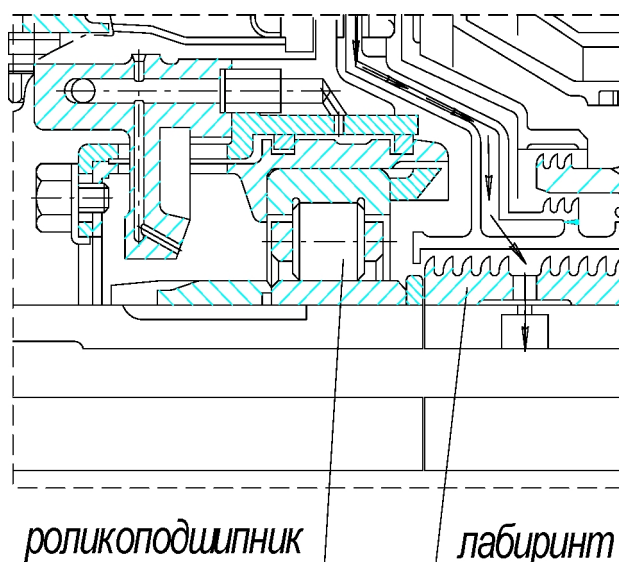


Рис. 23. Опора ротора ТВД двигателя ПС-90

Масло для смазки подшипника подводится по внешнему трубопроводу к жиклерам и впрыскивается на беговую дорожку подшипника. По сверлениям в корпусе опоры и наружной

рессоре масло поступает в демпферную полость (зазор между наружной и внутренней рессорами ограничен маслоуплотнительными кольцами). Отработанное масло сливается в полость кожуха вала.

Опора ротора ТВД наддувается воздухом из-за подпорных ступеней, который подается по трубам через стойки в камере сгорания. Часть его наддувает лабиринт масляной полости и поступает через кожух вала на суфлирование, часть идет на охлаждение межвального пространства через отверстие в валу ТВД и сбрасывается через отверстие в валу ТНД на срез сопла.

Задняя опора ротора ТНД упругодемпферная, в ее конструкцию (рис.24) входят опора роликового подшипника, внутренняя рессора, крышка, труба суфлирования, трубы подвода и откачки масла. Наружное кольцо роликового подшипника установлено во внутренней рессоре и затянуто гайкой с пластинчатым замком. Внутренняя рессора монтируется с небольшим зазором в опоре и соединена с ней своим фланцем. С помощью маслоуплотнительных колец между ними образована демпферная полость. Обойма и опора имеют односторонние упругие элементы типа "беличье колесо". Эксцентриковое регулировочное кольцо используется при сборке для обеспечения соосности роликового подшипника ТНД с ротором ТВД.

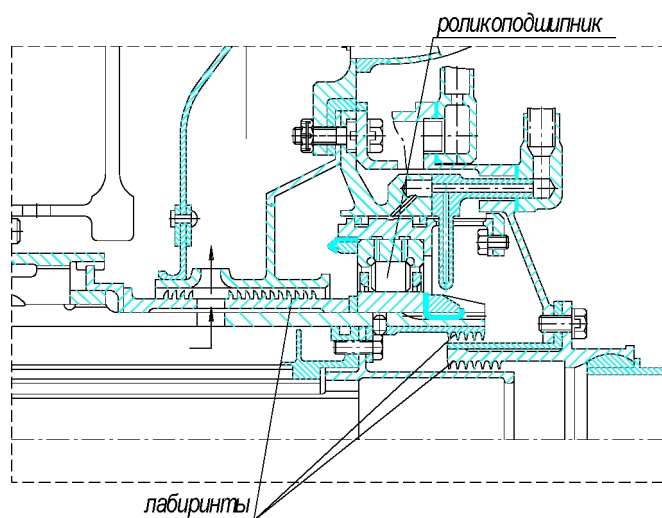


Рис. 24. Задняя опора ротора ТНД двигателя ПС-90

К фланцам крышки крепятся сверху труба суфлирования и труба подвода масла, а внизу труба откачки масла из полости опоры. Фланцы лабиринтов вместе с гребешками лабиринтов образуют уплотнения масляной полости опоры. Масло для смазки роликового подшипника подводится через жиклеры и впрыскивается на беговую дорожку. По сверлению в корпусе опоры оно поступает в демпферную полость.

2.3. ТРДД Д-18Т

Конструктивная схема двигателя с системой наддува предмасляных полостей изображена на рис. 25, конструкции опор двигателя и схемы их наддува – на рис. 26-32.

Воздух для наддува отбирается из-за 4-й ступени КСД и перед 1-й ступенью КВД.

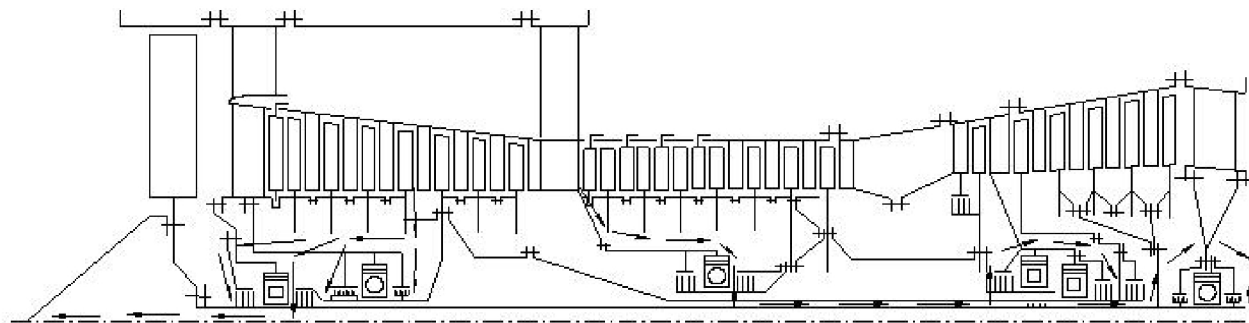


Рис. 25. Система наддува предмасляных полостей двигателя Д-18Т

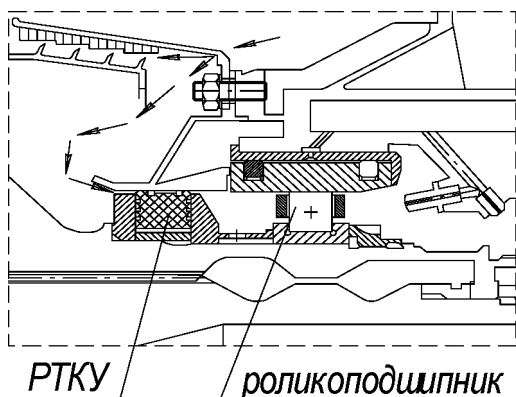


Рис. 26. Опора вентилятора двигателя Д-18Т

В опоре вентилятора двигателя Д-18Т (рис. 26) для предотвращения попадания масла в газовоздушный тракт предусмотрено радиально-торцовое контактное уплотнение РТКУ с газовой смазкой. Воздух для наддува РТКУ берется из-за 5-й ступени КНД.

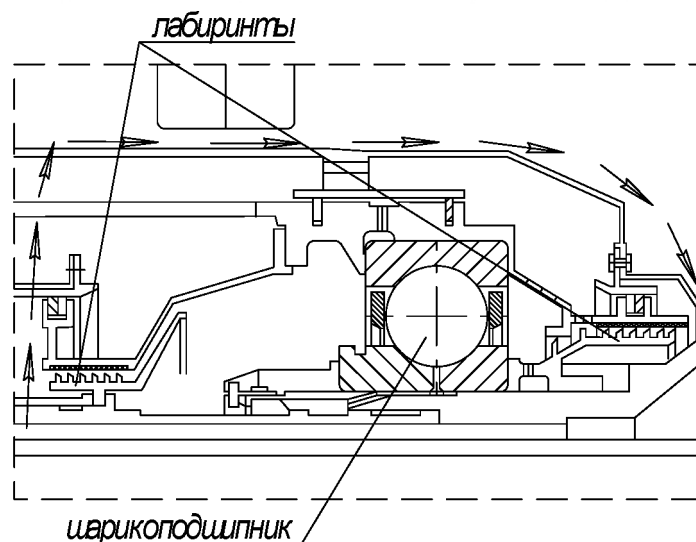


Рис. 27. Передняя опора компрессора среднего давления двигателя Д-18Т

Передняя опора КСД двигателя Д-18Т (рис. 27) уплотняется с обеих сторон лабиринтными уплотнениями. Воздух на наддув берется из воздушного потока воздуха, проходящего через вал двигателя.

Передняя опора КВД двигателя Д-18Т (рис. 28) уплотняется с обеих сторон лабиринтными уплотнениями. Воздух на наддув берется из-за 5-й ступени КНД.

В опору турбины двигателя Д-18Т (рис. 29) входят два роликоподшипника. Масло для их смазки подается из одной форсунки, поэтому оба подшипника имеют общую масляную полость, уплотненную с обеих сторон РТКУ. Воздух на наддув берется из потока воздуха, проходящего через вал двигателя.

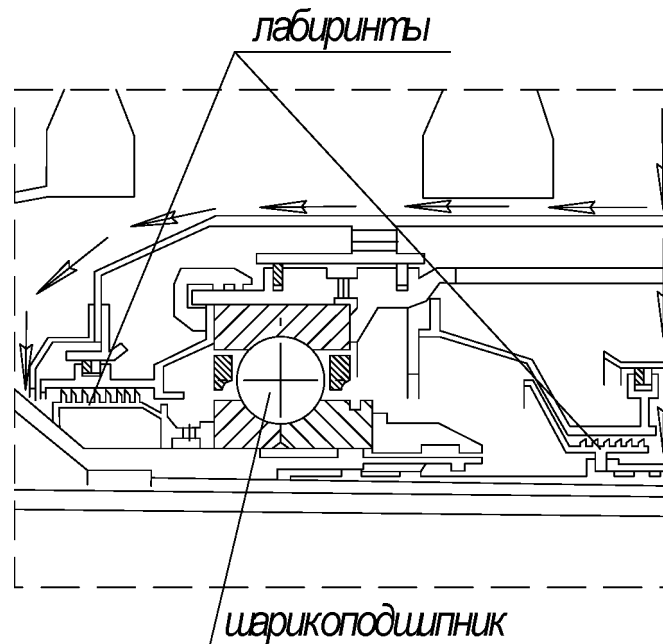


Рис. 28. Передняя опора компрессора ВД двигателя Д-18Т

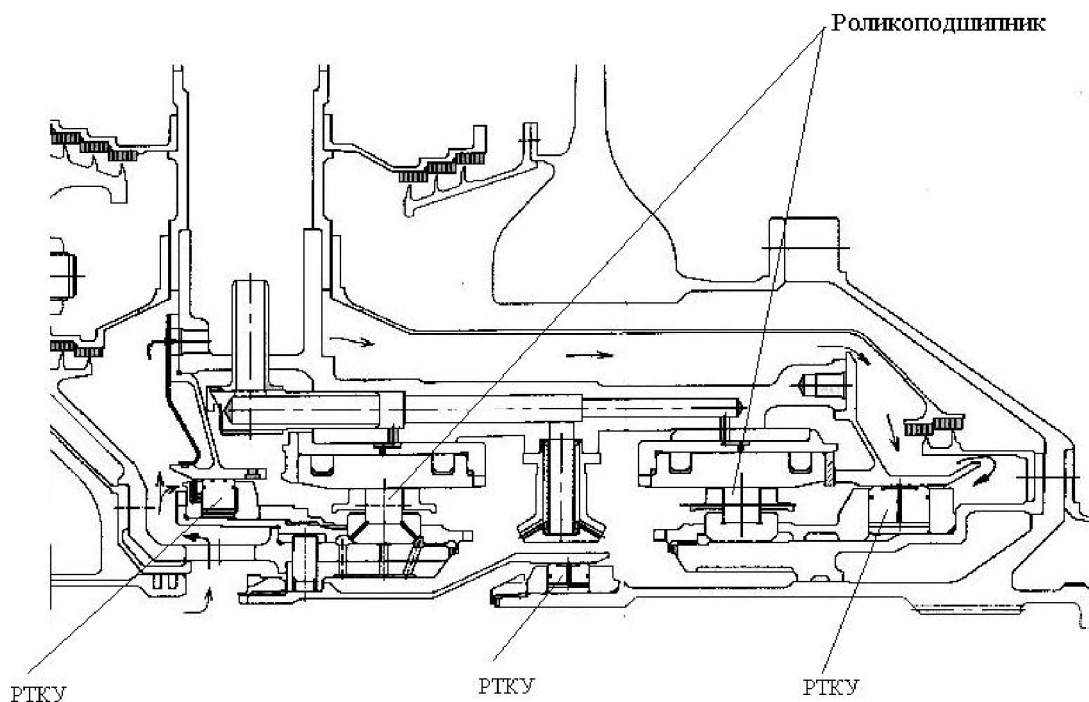


Рис. 29. Опора турбин ВД и СД ТРДД Д-18Т

2.4. ТВад ТВ3-117

Система наддува предмасляных полостей приведена на рис. 30, конструкции опор двигателя и схемы их наддува – на рис. 31-34.

Воздух для системы наддува берется за 5-й и 7-й ступенями компрессора.

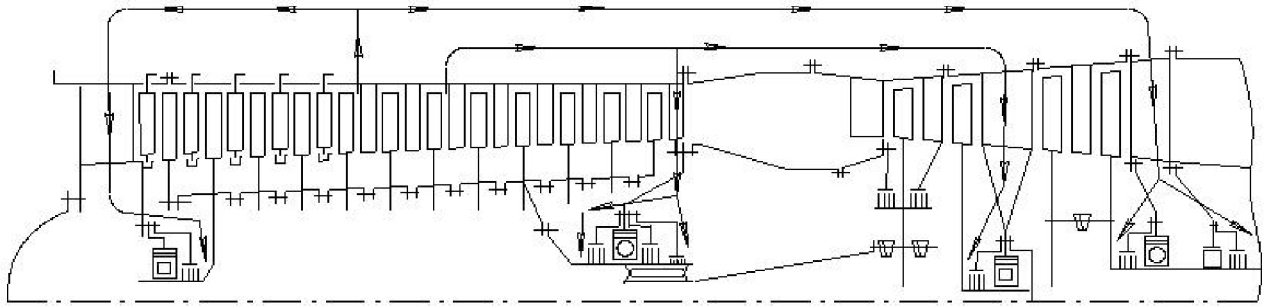


Рис. 30. Система наддува предмасляных полостей двигателя ТВ3-117

Узел графитового уплотнения передней опоры (рис.31) состоит из графитового кольца, резиновых колец, обоймы уплотнения, корпуса подшипника и уплотнения, упорной втулки, пластинчатой пружины и фиксатора. Пластинчатая пружина поджимает графит к торцу упорного кольца, обеспечивая уплотнение масляной полости. Резиновое кольцо обеспечивает уплотнение графитового кольца по внутреннему диаметру, фиксатор исключает возможность проворота графитового кольца. Упорное кольцо графитового уплотнения первой опоры охлаждается маслом, подаваемым через форсунку, выполненную в корпусе подшипника.

Для создания положительного перепада давления между воздушной полостью и масляной, воздушная полость наддувается воздухом, отбираемым за пятой ступенью компрессора.

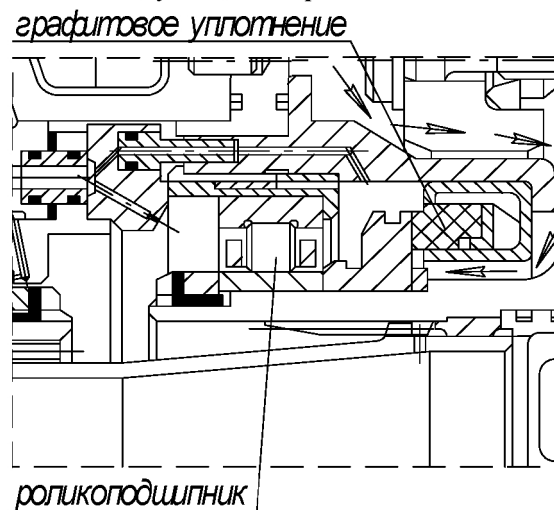


Рис. 31. Передняя опора ротора компрессора двигателя ТВ3-117

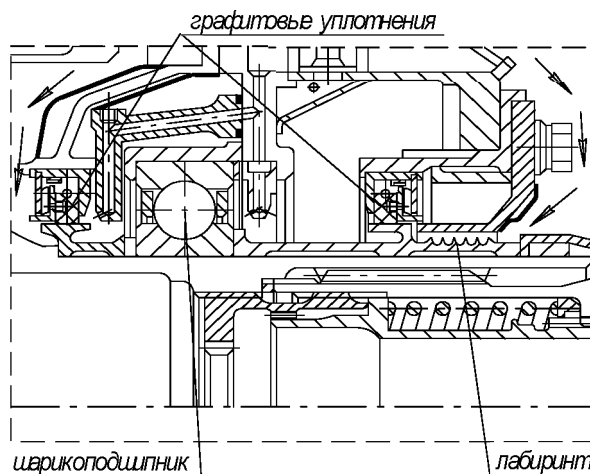


Рис. 32. Задняя опора ротора компрессора двигателя ТВ3-117

Масляная полость задней опоры (рис. 32) отделена от воздушной полости посредством корпуса с графитовыми уплотнениями, передней и задней уплотнительных втулок и крышки воздушного лабиринта. Воздушный лабиринт втулки работает по специальному покрытию, нанесенному на крышку лабиринта. Воздух на наддув берется из-за 7-й ступени компрессора.

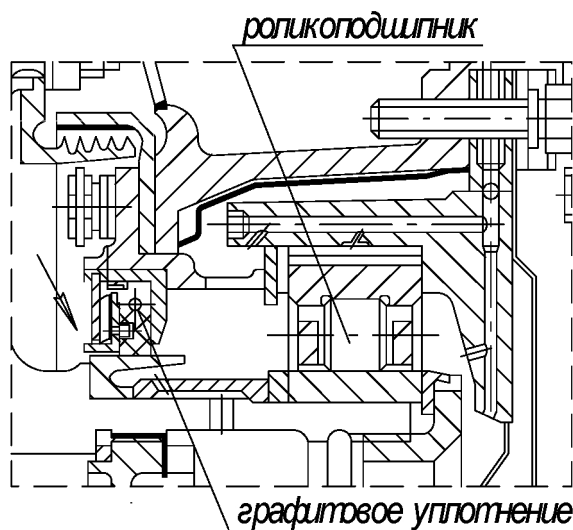


Рис. 33. Задняя опора турбины двигателя ТВ3-117

Конструкция узла графитового уплотнения задней опоры турбины аналогична конструкции узла графитового уплотнения передней опоры компрессора.

Передняя опора свободной турбины (см. рис.36) крепится к левому фланцу корпуса и состоит из корпуса, опоры с приводом, корпуса с уплотнением, корпуса лабиринта, демпфера, шарикоподшипника.

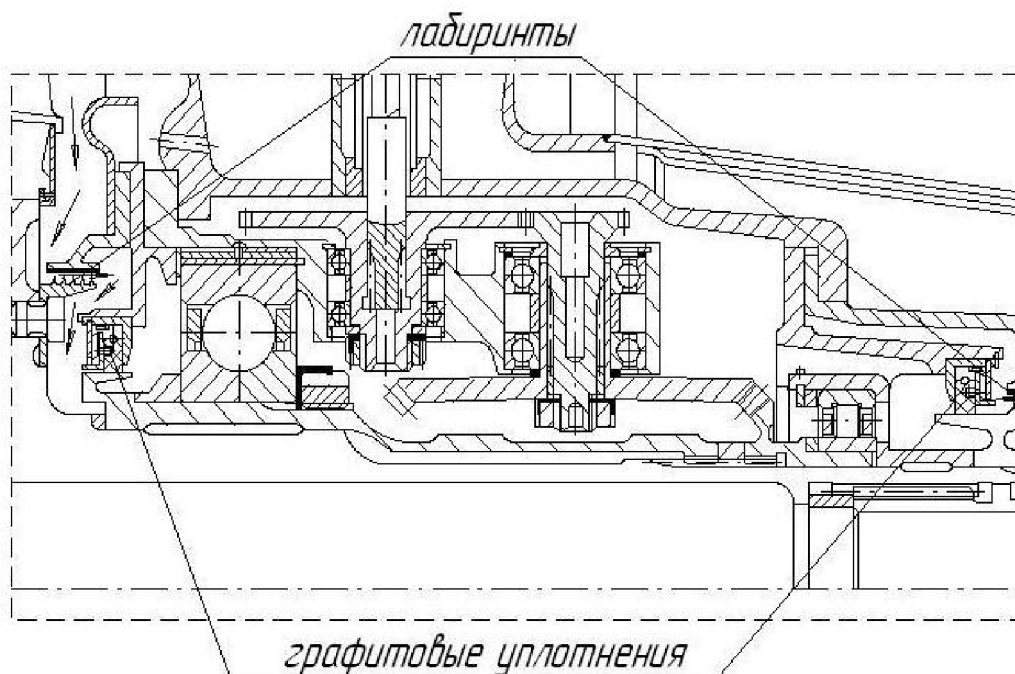


Рис. 34. Опора свободной турбины двигателя ТВ3-117

Задняя опора свободной турбины (рис.34) крепится к внутреннему фланцу корпуса и включает в себя гнездо пятой опоры с уплотнением, корпус лабиринта, втулку уплотнения и роликотоподшипник. Воздух на наддув берется из-за 5-й ступени компрессора.

2.5. ТРДДФ РД-33

Конструктивная схема двигателя изображена на рис. 35. Воздух для наддува предмасляных полостей подводится от компрессора через заднюю опору КНД (вентилятора) и транспортируется к другим опорам внутри вала.

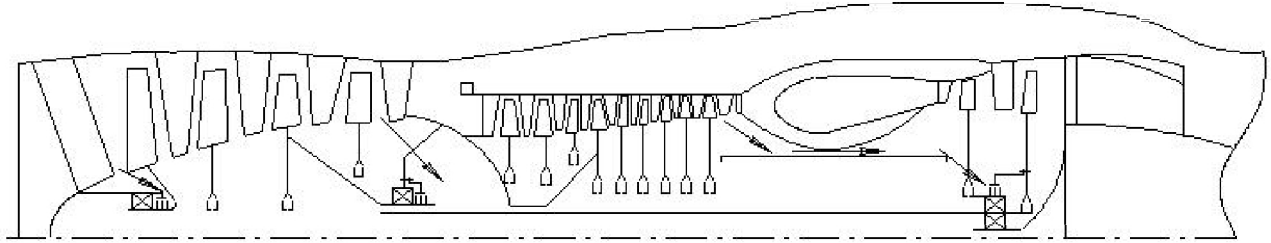
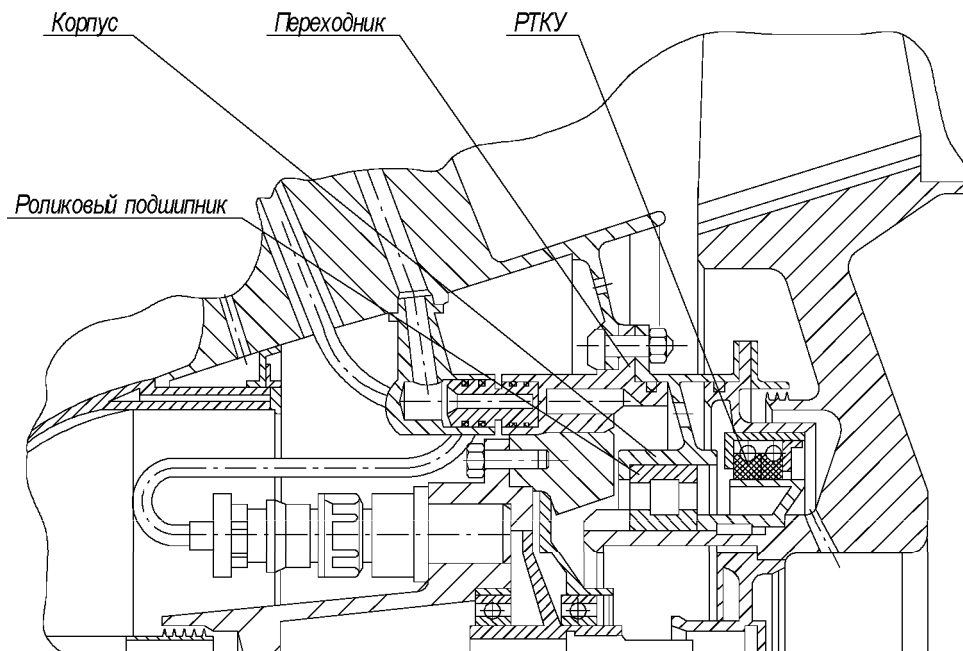


Рис. 35. Система наддува предмасляных полостей двигателя РД-33

Передняя опора вентилятора (рис. 36) воспринимает радиальные нагрузки от ротора и состоит из опорного роликового подшипника, установленного на передней цапфе ротора, корпуса подшипника и переходника. Наружная обойма подшипника зафиксирована в корпусе стопорным кольцом. Детали опоры через переходник крепятся болтами к заднему фланцу внутренней оболочки переднего корпуса.



ренней оболочки переднего корпуса.

Рис. 36. Передняя опора вентилятора двигателя РД-33

Задняя опора вентилятора (рис. 37) воспринимает осевую и радиальную нагрузки от ротора и состоит из опорно-упорного шарикового подшипника и корпуса.

Подшипник внутренними полукольцами напрессовывается на заднюю цапфу ротора вентилятора и затягивается гайкой, а наружной обоймой монтируется в центральное отверстие корпуса. Корпус опоры выполнен штамповкой и крепится винтами вместе с корпусом радиально-торцового уплотнения к заднему фланцу внутренней оболочки переходного корпуса.

Передняя опора ротора газогенератора (рис. 38) состоит из корпуса, опорно-упорного подшипника 1, графитового радиально-торцового уплотнения 4 и корпуса лабиринтного уплотнения 3. В центральное отверстие корпуса 6 запрессована стальная втулка, в которую монтиру-

ется узел шарикового подшипника. Узел подшипника состоит из собственно подшипника 1 и демпферного пакета 2. Подшипник наружной обоймой монтируется во втулку демпферного пакета, а внутренними полукольцами напрессовывается на переднюю цапфу 5 ротора газогенератора и затягивается гайкой.

Демпферный пакет состоит из набора стальных колец и втулки. Пакет монтируется во втулке и фиксируется от проворачивания стопором.

Задняя опора ротора ТНД состоит из корпуса опор (рис. 39), опоры и роликового подшипника, установленного в упругогидравлическом демпфере.

Корпус опор состоит из наружного корпуса, внутреннего корпуса с приваренными к нему стойками и обтекателей. Наружный и внутренний корпуса - титановые, обтекатели выполнены из жаропрочного сплава. Передним фланцем наружный корпус крепится к корпусу ТНД, а задним стыкуется с корпусом смесителя форсажной камеры. По внутренней поверхности он соединяется с наружными фланцами семи стоек, закрепляя одновременно заложенные встык доньшки обтекателей. Внутренний корпус образует масляную полость подшипников, которая отделяется от воздушной радиально-торцовыми графитовыми уплотнениями, а также крышкой. Стойки опоры полые и используются под магистрали подвода и откачки масла, суфлирования масляной полости и вывода воздуха из предмасляных полостей через специальные патрубки. Обтекатели образуют проточную часть и экранируют силовые элементы корпуса опор от воздействия горячих газов.

Опора - титановая, литая и крепится болтами к переднему фланцу внутреннего корпуса. На шейке опоры устанавливается форсунка и напрессовывается стальная втулка, на которой размещаются состоящий из двух колец демпфер и внутренняя обойма подшипника. Демпфер и внутренняя обойма подшипника затягиваются гайкой, обеспечивая осевой зазор по торцам внутренней обоймы подшипника 0,05-1 мм (для возможности радиального перемещения обоймы подшипника в пределах упругой деформации демпфера).

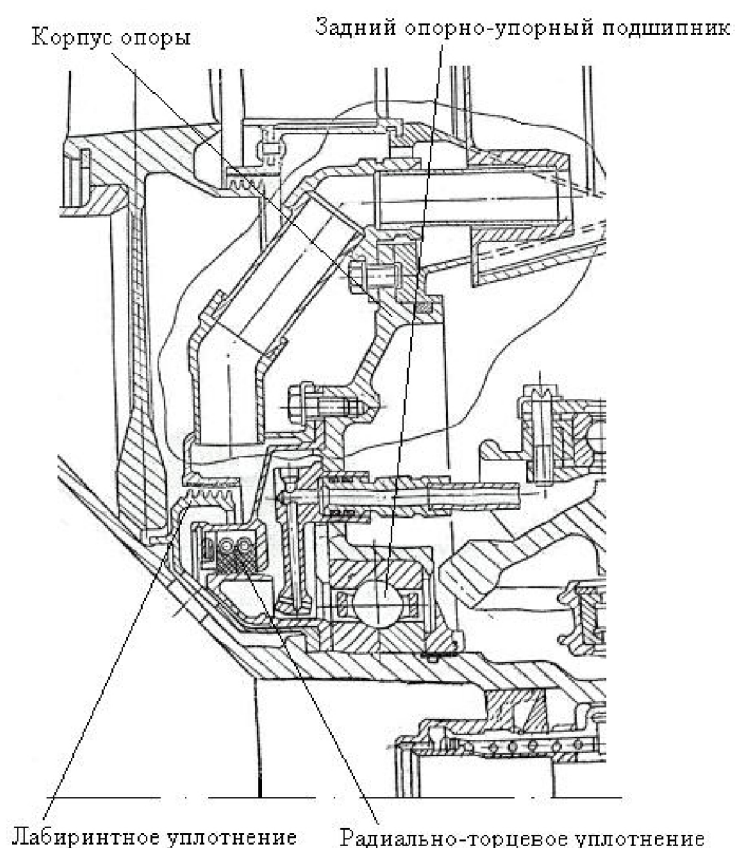


Рис. 37. Задняя опора вентилятора двигателя РД-33

Радиальные нагрузки, действующие на опору, передаются на корпус наружного контура через внутренний корпус, семь стоек, наружный корпус и кронштейны, телескопически опирающиеся на соответствующие узлы, закрепленные на корпусе наружного контура. Данное соединение корпусов наружного и внутреннего контуров обеспечивает свободу взаимных радиальных и осевых перемещений и центровку внутреннего корпуса относительно наружного.

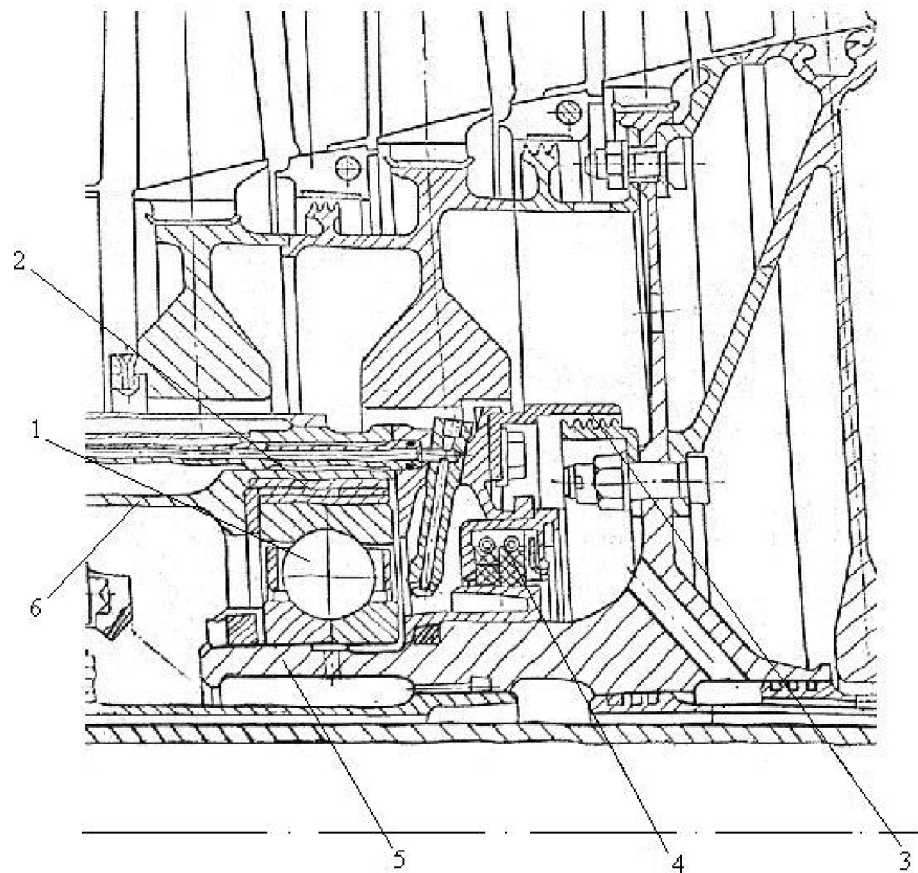


Рис. 38. Передняя опора газогенератора двигателя РД-33

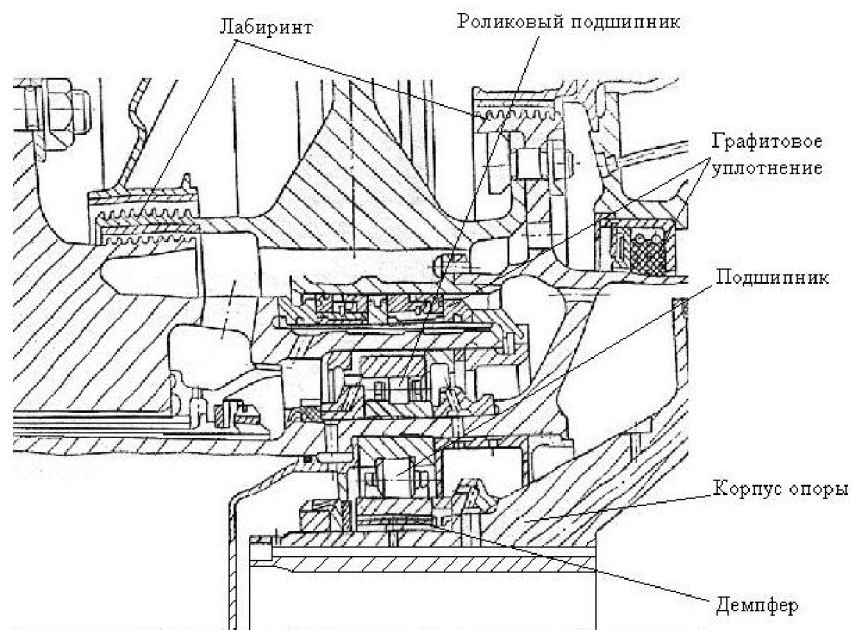


Рис. 39. Задняя опора ротора ТНД двигателя РД-33

2.6. ТВД НК-4

Конструктивная схема двигателя изображена на рис. 40. Лабиринтное уплотнение передней опоры компрессора наддувается воздухом, который отбирается из третьей и четвертой ступени компрессора. Для предотвращения выброса масла в атмосферу через уплотнение воздушного винта или в газоз воздушный тракт двигателя через лабиринтное уплотнение переднего подшипника компрессора производится регулирование давления воздуха в картере редуктора, имеющего общую масляную полость с передним подшипником компрессора. На номинальном режиме давление воздуха в картере редуктора не должно превышать атмосферное давление или должно быть ниже его на $0,1 \text{ кг/см}^2$. Регулирование давления в картере редуктора производится с помощью сменного жиклера на подводе воздуха из четвертой ступени компрессора на наддув лабиринтного уплотнения переднего подшипника компрессора.

Переднее и заднее уплотнение средней опоры наддуваются воздухом, отбираемым за компрессором. Для уменьшения количества горячего воздуха, проходящего через лабиринтное уплотнение в опору, воздушная полость средней опоры соединена трубопроводом с соплом. Для нормальной работы давление в масляной полости средней опоры поддерживается немного ниже атмосферного на земле и небольших высотах (до $-0,5 \text{ ати}$), выше атмосферного - на больших высотах (до $0,5 \text{ ати}$).

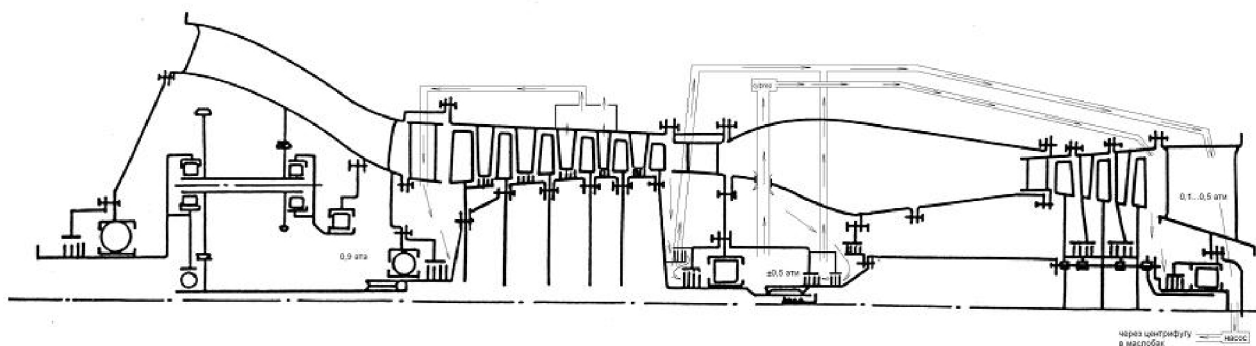


Рис. 40. Система внутреннего воздушного снабжения двигателя НК-4

Уплотнение задней опоры двигателя наддувается воздухом, отбираемым за турбиной двигателя. Для нормальной работы давление в масляной полости задней опоры поддерживается выше атмосферного на всех режимах ($0,1 \dots 0,5 \text{ ати}$).

Суфлирование масляной системы двигателя обеспечивается центробежным суфлером средней опоры двигателя, лабиринтными уплотнениями редуктора, задней опоры и откачивающими масляными насосами. К центробежному суфлеру по трубопроводу подводится смесь масла и газов из масляной полости средней опоры. Проходя через вращающийся ротор суфлера, газы по полуму валику и наружному трубопроводу отводятся в реактивное сопло, а масло сливается в редуктор.

2.7. ТВД НК-12

Конструктивная схема двигателя изображена на рис. 41. Лабиринтное уплотнение передней опоры компрессора наддувается воздухом, который отбирается из пятой ступени компрессора. При работе двигателя на всех режимах в картере редуктора до определенной высоты поддерживается разрежение. Величина разрежения устанавливается при отладке суфлирующей системы двигателя, путем подбора дросселирующей шайбы на подводе воздуха из-за пятой ступени компрессора в лабиринтное уплотнение переднего подшипника компрессора.

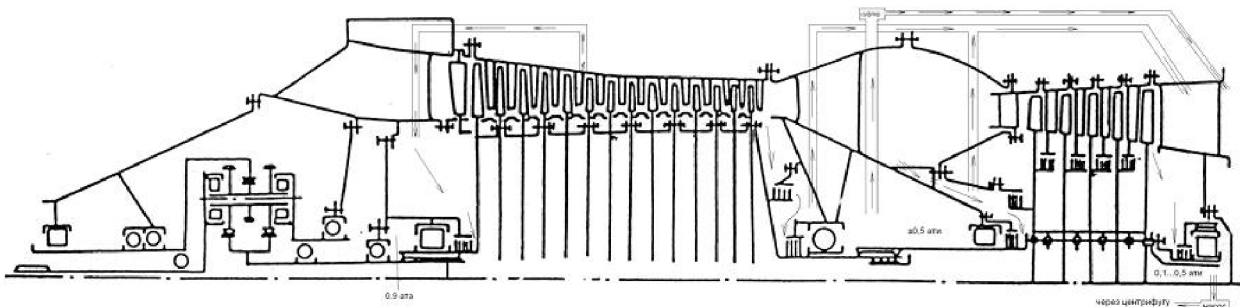


Рис. 41. Система внутреннего воздухообеспечения двигателя НК-12

Переднее и заднее уплотнение средней опоры наддуваются воздухом, отбираемым за компрессором. Для уменьшения количества горячего воздуха, проходящего через лабиринтное уплотнение в опору, воздушная полость средней опоры соединена трубопроводом с соплом. Для нормальной работы давление в масляной полости средней опоры поддерживается немного ниже атмосферного (до $-0,5$ ати) на земле и небольших высотах, выше атмосферного (до $0,5$ ати) - на больших высотах.

Уплотнение задней опоры двигателя наддувается воздухом, отбираемым за турбиной двигателя. Для нормальной работы давление в масляной полости задней опоры поддерживается выше атмосферного на всех режимах ($0,1 \dots 0,5$ ати).

Суфлирование масляной системы двигателя обеспечивается центробежным суфлером, лабиринтными уплотнениями в узлах редуктора, картера турбины и задней опоры и трубопроводом, соединяющим полость картера редуктора с реактивным соплом. К центробежному суфлеру по трубопроводу подводится смесь масла и газов из масляной полости средней опоры. Проходя через вращающийся ротор суфлера, газы по полуму валику и наружному трубопроводу отводятся в реактивное сопло, а масло сливается в редуктор.

2.8. ТРДД(Ф) НК-8, НК-86, НК-144

У двигателей НК-8, НК-86, НК-144 схемы наддува и суфлирования одинаковые.

Конструктивные схемы двигателей изображены на рис. 42-44. Наддув уплотнения передней опоры осуществляется воздухом, берущимся за входным направляющим аппаратом двигателя. Давление на втулке ВНА ниже атмосферного ($0,9$ ати), а давление в опоре $0,4$ ати, для обеспечения правильной работы уплотнения опоры.

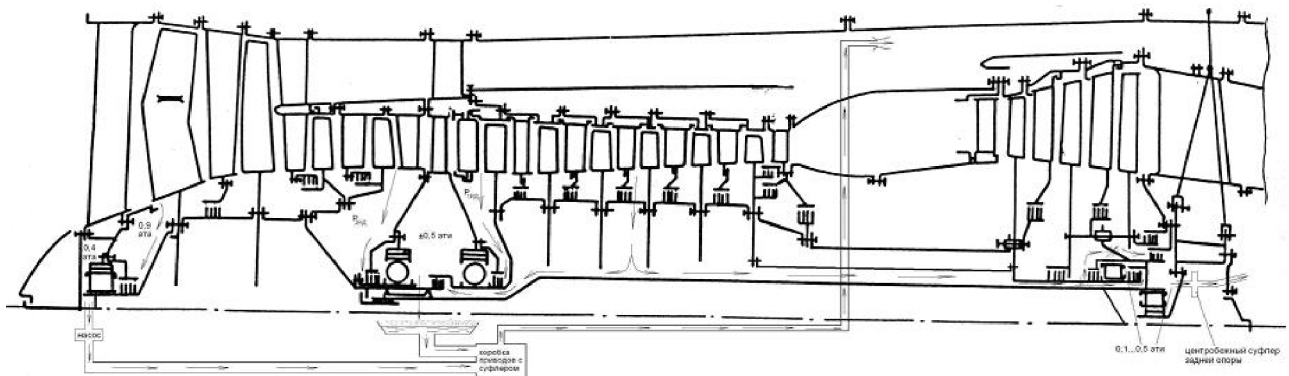


Рис. 42. Система внутреннего воздухообеспечения двигателя НК-8

Наддув переднего уплотнения средней опоры двигателя осуществляется воздухом, отбираемым за подпорными ступенями компрессора НД. Заднее уплотнение средней опоры двигателя наддувается воздухом, отбираемым перед компрессором ВД. Межвальное уплотнение наддувается воздухом, отбираемым за третьей ступенью компрессора ВД. Для нормальной работы

давление в масляной полости средней опоры поддерживается немного ниже атмосферного (до -0,5 ати) на земле и небольших высотах, выше атмосферного (до 0,5 ати) - на больших высотах.

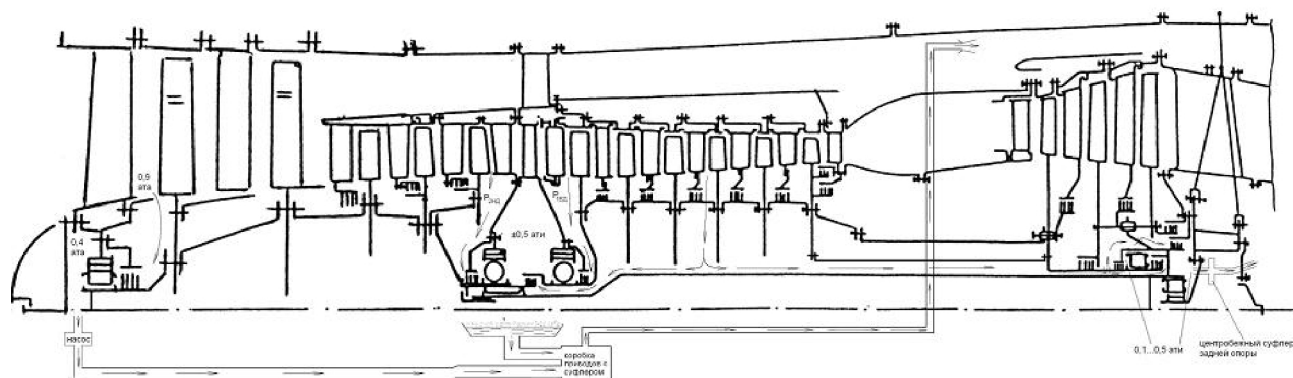


Рис. 43. Система внутреннего воздухообеспечения двигателя НК-86

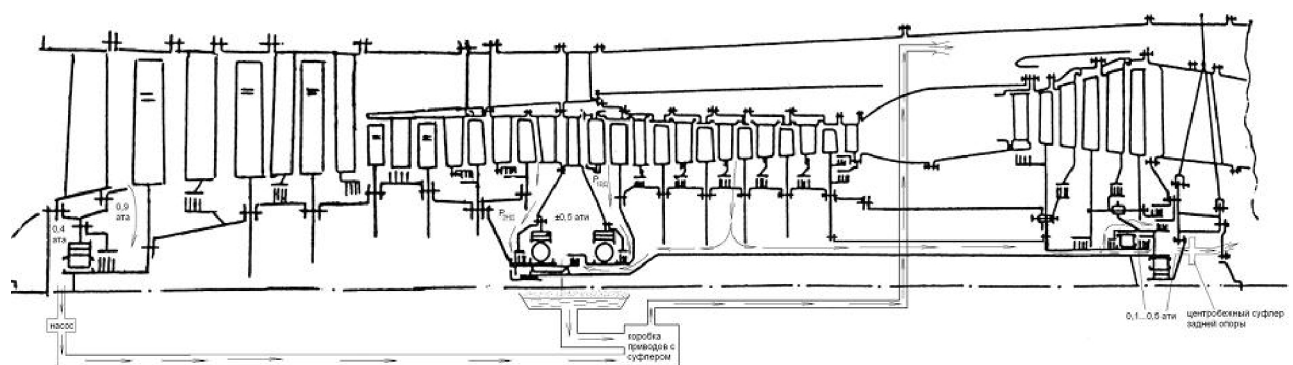


Рис. 44. Система внутреннего воздухообеспечения двигателя НК-144

Уплотнения задней поры двигателя наддуваются воздухом, отбираемым за третьей ступенью компрессора ВД. Воздух по валам и через отверстия в валах доставляется к уплотнениям. Для нормальной работы давление в масляной полости задней опоры поддерживается выше атмосферного на всех режимах (0,1...0,5 ати).

Передняя опора суфлируется масляным насосом. Масляно-воздушная смесь из средней опоры попадает в коробку приводов, где установлен центробежный суфлер. Воздух, отделенный от масла, по трубопроводам и с помощью эжектора выбрасывается во второй контур.

Связь трубопровода суфлирования с маслобаком отсутствует. Сброс воздуха из центрифуги осуществляется в коробку приводов, но на режимах ниже малого газа этот воздух в коробку приводов не сбрасывается, т. к. установленный на выходе из центрифуги клапан закрыт (он открывается за счет центробежных сил специальных грузиков).

Центробежный суфлер задней опоры находится в опоре и сбрасывает на срез сопла воздух, отделенный от масла.

2.9. ТРДД НК-56

Конструктивная схема двигателя изображена на рис. 45. Наддув переднего уплотнения передней опоры осуществляется воздухом отбираемым за подпорной ступенью компрессора НД. Заднее уплотнение этой опоры наддувается воздухом, отбираемым перед компрессором СД. Межвальное уплотнение передней опоры наддувается воздухом, отбираемым перед компрессором ВД, проходящим через отверстия в цапфе и валах и далее по валам. Давление в мас-

ляной полости передней опоры поддерживается немного ниже атмосферного (до -0,5 ати) на земле и небольших высотах, выше атмосферного (до 0,5 ати) - на больших высотах.

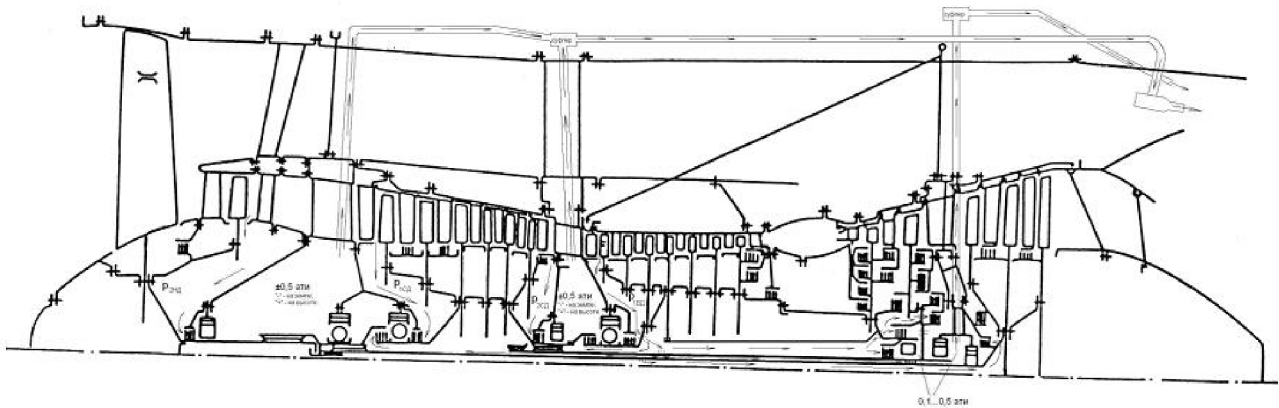


Рис. 45. Система внутреннего воздухообеспечения двигателя НК-56

Наддув переднего уплотнения средней опоры двигателя осуществляется воздухом, отбираемым за компрессором СД. Заднее уплотнение средней опоры двигателя наддувается воздухом, отбираемым перед компрессором ВД. Межвальное уплотнение наддувается воздухом, отбираемым перед компрессором ВД и прошедшим через отверстие в цапфе. Для нормальной работы давление в масляной полости средней опоры поддерживается немного ниже атмосферного на земле (до -0,5 ати), выше атмосферного - на больших высотах (до 0,5 ати).

Передние уплотнения задней опоры наддуваются воздухом, отбираемым перед компрессором ВД, прошедшим через отверстие в цапфе, далее по валам и системе отверстий в лабиринтных дисках. Заднее и межвальное уплотнения задней опоры наддуваются воздухом, отбираемым за компрессором ВД. Далее воздух проходит через отверстия в цапфе и валах и по валам попадает к уплотнениям. Для нормальной работы давление в масляной полости задней опоры поддерживается выше атмосферного на всех режимах (0,1...0,5 ати).

Система суфлирования передней и средней опоры объединенная. Трубопроводы суфлирования соединяют масляные полости передней и средней опор с коробкой НД, где воздух после центробежного суфлера выбрасывается во второй контур с помощью эжектора.

Масляная полость задней опоры соединяется с другой полостью коробки НД, где находится второй центробежный суфлер, расположенный на одном валу с первым. Воздух после него выбрасывается во второй контур, но уже без эжектора, благодаря избыточному давлению в масляной полости над атмосферным.

2.10. ТВВД НК-93

Конструктивная схема двигателя изображена на рис. 46, конструкции опор – на рис. 47-51. Наддув уплотнения передней опоры и переднего уплотнения средней опоры осуществляется воздухом, отбираемым за компрессором СД. По пути к передней опоре воздух проходит через отверстия в дисках рабочих колес компрессора СД. Заднее уплотнение средней опоры наддувается воздухом, отбираемым перед компрессором ВД. Для нормальной работы давление в масляных полостях передней и средней опор поддерживается выше атмосферного на всех режимах (0,1...0,5 ати).

Уплотнения задней опоры и межвальное уплотнение средней опоры также наддуваются воздухом, отбираемым перед компрессором ВД. Этот воздух сначала попадает в ресивер, откуда по трубопроводам через стойки задней опоры попадает в воздушную полость в опоре. Там воздух разделяется. Он наддувает заднее уплотнение задней опоры, проходя через отверстие в диске; межвальные уплотнения в средней и задней опоре, проходя через отверстия в валах и по валам; передние уплотнения задней опоры.

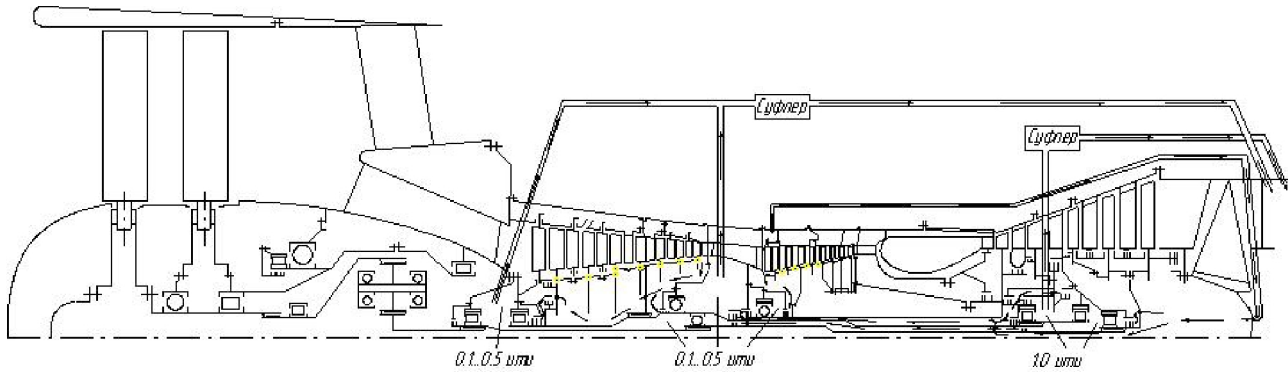


Рис. 46. Система внутреннего воздухообеспечения двигателя НК-93

Система суфлирования передней и средней опоры объединенная. Трубопроводы суфлирования соединяют масляные полости передней и средней опор с коробкой НД, где воздух после центробежного суфлера выбрасывается во второй контур.

Масляная полость задней опоры соединяется с другой полостью коробки НД, где находится второй центробежный суфлер, расположенный на одном валу с первым. Воздух после него выбрасывается во второй контур.

Воздух для наддува берется из компрессора низкого давления и через вал распределяется в опоры компрессора. В опоры турбины воздух поступает по внешнему трубопроводу через стойку опоры турбины.

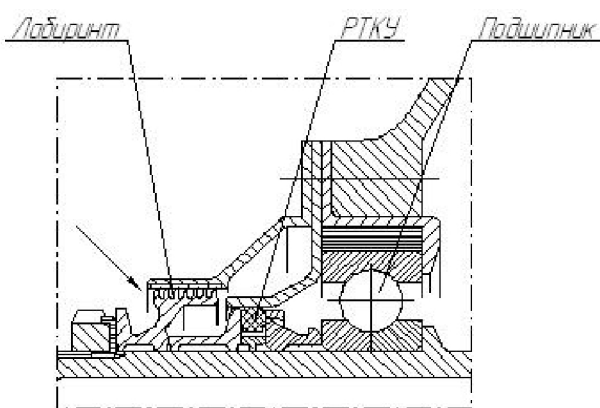


Рис. 47. Опора вентилятора

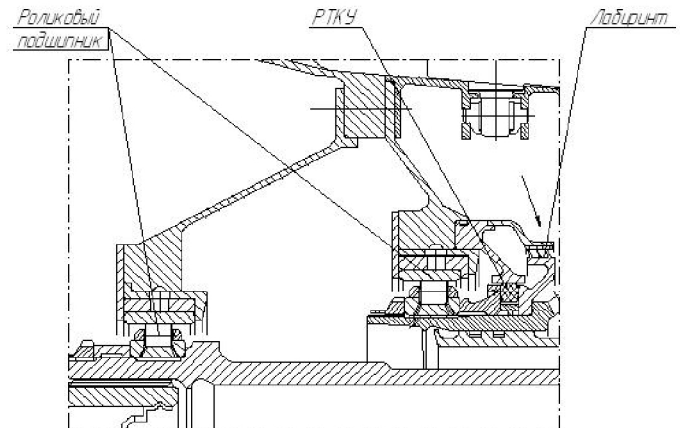


Рис. 48. Передняя опора КНД

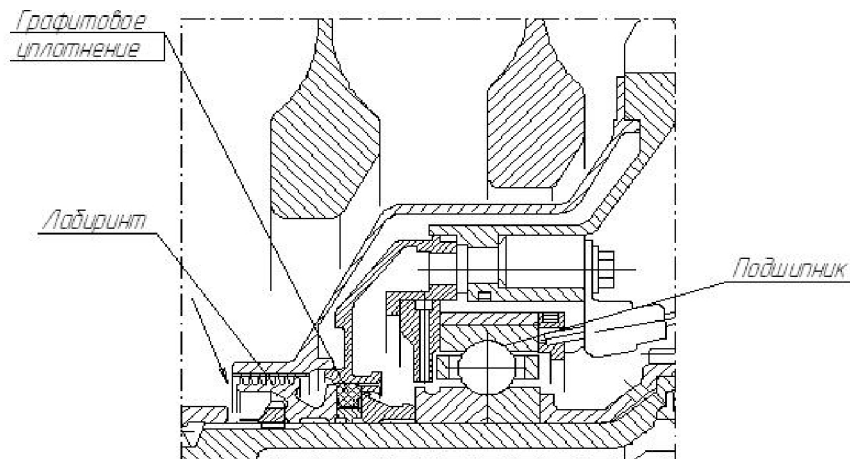


Рис. 49. Задняя опора КНД

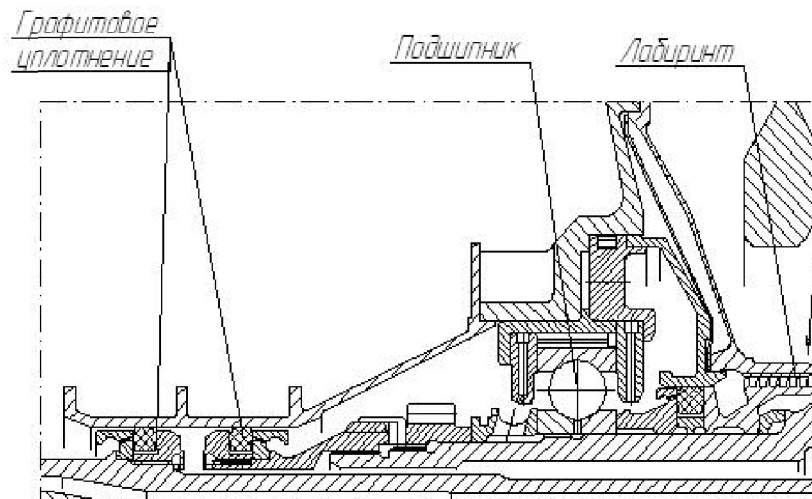


Рис. 50. Передняя опора КВД

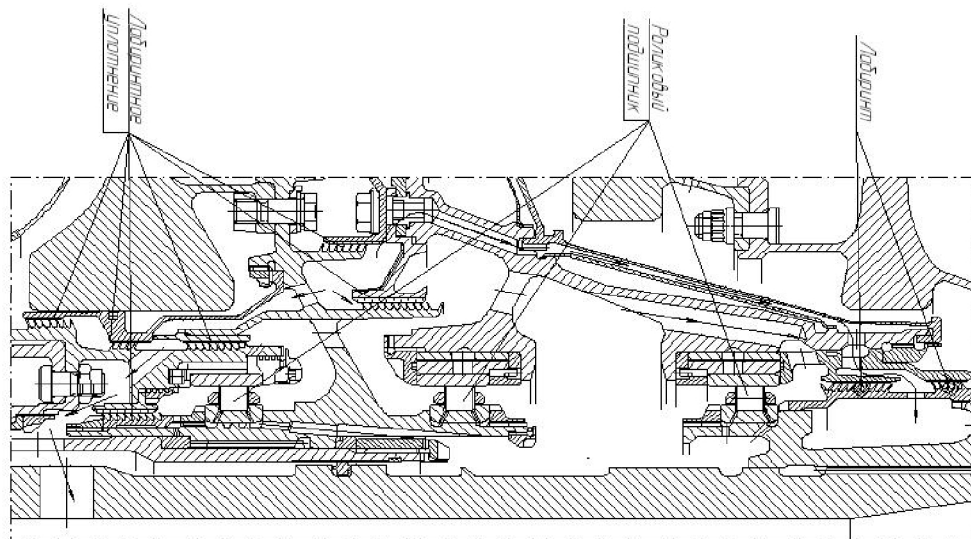


Рис. 51. Опора турбины

Масляные полости двигателя отделены от воздушных и газовых полостей уплотнениями. Для обеспечения нормальной работы этих уплотнений масляные полости сообщают с атмосферой, т.е. суфлируют. Суфлирование необходимо для предотвращения повышения давления в масляных полостях, которое возможно из-за проникающих через уплотнения воздуха и газов, испарения масла, а также подогрева воздуха разбрызгиваемым маслом. При отсутствии суфлирования может произойти выброс масла в газоз воздушный тракт двигателя.

Суфлирование выполняют различными способами. В одних типах двигателей масляные полости соединяют между собой, а затем одну из них через суфлер сообщают с атмосферой; в других – каждая из полостей имеет самостоятельную систему суфлирования. Пропуская воздух и газы в атмосферу, суфлер задерживает капельки масла, уменьшая тем самым его расход. На современных ГТД большое распространение получили центробежные суфлеры.

3. УПЛОТНЕНИЯ ОПОР РОТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Рассмотрим конструкции наиболее распространенных уплотнений опор роторов авиационных ГТД.

Среди различных видов уплотнений подвижных соединений одним из наиболее применяемых в конструкциях являются торцевые уплотнения. В последние два десятилетия они нашли применение и в авиадвигателестроении в качестве подвижных уплотнений, разделяющих масляную и воздушную полости опор роторов авиационных ГТД.

Применение торцевых уплотнений в ответственных узлах авиадвигателей объясняется их следующими положительными качествами:

- они работают с практически нулевыми утечками;
- в период нормальной работы не требуется их обслуживания;
- потеря мощности на трение в торцевых уплотнениях сравнительно невысока (0,1...0,5 мощности, теряемой в сальниках);
- правильно подобранное торцевое уплотнение отличается большой износостойкостью;
- торцевые уплотнения удовлетворительно работают при сравнительно большом биении вала машины и малочувствительны к смещению вала относительно расточки корпуса.

К недостаткам торцевых уплотнений относятся: сложность их изготовления, сравнительно высокая стоимость, трудности в подборе материалов для пар трения.

Наибольшее распространение для изготовления уплотнительного кольца получили искусственные графитовые материалы (углеграфиты), для закрытия пор и повышения прочности пропитанные различными синтетическими смолами или металлами. Пропитка металлами повышает также теплопроводность углеграфитов. Эти материалы обладают высокими антифрикционными свойствами (самосмазываемостью), прирабатываемостью, способностью работать всухую, высокой химической стойкостью и термостойкостью. Для антифрикционных свойств графитового материала важное значение имеет материал детали, в сопряжении с которой будет работать графитовое кольцо. Углеграфиты хорошо работают в паре с чугунами, со сталью, с хромовыми покрытиями.

Торцевые уплотнения по способу уплотнения можно разделить на две большие группы: радиально-торцевые (РТКУ) и торцевые контактные уплотнения (ТКУ). В РТКУ уплотнение производится по торцевой и цилиндрической поверхностям уплотнительного кольца.

В ТКУ уплотнение производится только по торцевой поверхности уплотнительного кольца. По назначению торцевые уплотнения можно разделить на уплотняющие стык между неподвижными статорными деталями ротора и вращающимся валом и на уплотняющие стык между вращающимися с различной угловой скоростью валами. Первые для краткости будем называть статорными торцевыми контактными уплотнениями или просто торцевыми контактными уплотнениями, а вторые - межвальными торцевыми контактными уплотнениями.

Статорные ТКУ

Конструкция статорного ТКУ передней опоры КНД одного из двигателей марки «НК» показана на рис. 52. Стальная втулка 14 с хромированной контактной поверхностью неподвижно насажена на вал и вращается вместе с ним. Уплотнительное графитовое кольцо 5 по пояску на торце прижимается к втулке 14. Втулка и кольцо образуют пару трения.

Графитовое кольцо приклеено клеем ВК-20 к невращающейся втулке ТКУ 7. Втулка 7 фиксируется от проворота двумя штифтами 6, запрессованными в корпус ТКУ 11. Они же обеспечивают точную установку втулки 7 относительно корпуса 11. Уплотнение между втулкой и корпусом ТКУ обеспечивается резиновыми кольцами 9, установленными в кольцевые канавки втулки. Это уплотнение называют вторичным. Резиновые кольца изготовлены из жесткой рези-

ны, и для обеспечения надежной герметизации втулка 7 установлена в корпус ТКУ с большим натягом 0,35...0,65 мм по резиновым кольцам. Концентричность уплотняемого зазора обеспечивается центрированием корпуса ТКУ по проушинам форсуночного кольца 12. На рабочих режимах уплотнительное кольцо прижимается к вращающейся втулке давлением воздуха в воздушной полости и усилиями восьми пружин 10, установленных в гнезда корпуса ТКУ.

Требуемая величина удельного давления на контактной поверхности пары трения обеспечивается выбором площади контактного пояска (ширины пояска) и расположением его по высоте торца уплотнительного кольца, а также соответствующим подбором жесткости пружин 10. При неработающем двигателе (во время пуска и останова двигателя) герметичность в стыке пары трения обеспечивается только пружинами. Поэтому их также называют стояночными пружинами. Естественно, усилия сжатия пружин должны быть больше сил трения во вторичном уплотнении и обеспечивать свободное перемещение втулки 7 вдоль оси вала.

Значение удельного давления, обеспечивающее надежную работу торцевого уплотнения - герметичность, малый износ, низкий коэффициент трения в паре трения (0,05...0,1), обычно подбирается опытным путем.

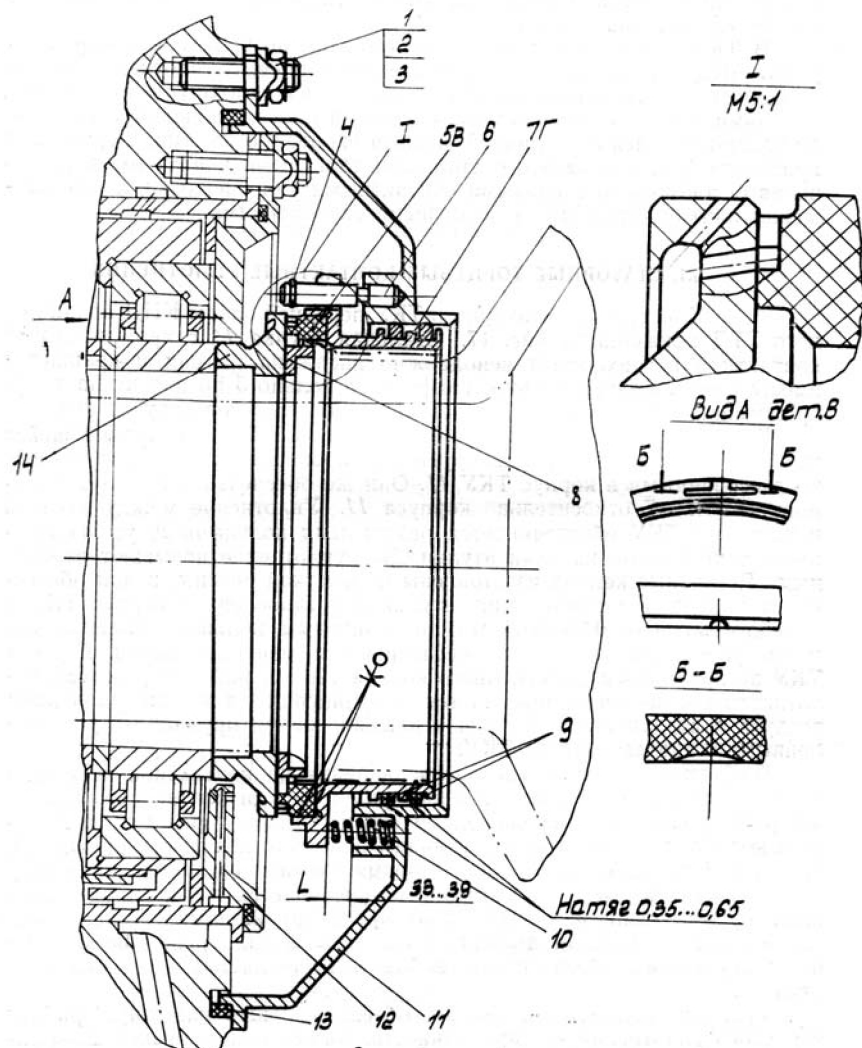


Рис. 52. Статорное ТКУ передней опоры КНД

Для эффективного охлаждения трущейся пары, создания масляной пленки в контакте торцевого уплотнения организована подача масла к трущимся и охлаждаемым поверхностям. Масло под давлением из форсуночного кольца 12 поступает на заднюю стенку втулки 14 и центробежными силами отбрасывается в масляную ванну втулки и, далее через отверстия в стенке втулки - в канавки, фрезерованные на уплотнительном пояске графитового кольца. Оттуда оно

центробежными силами выбрасывается в радиальные канавки и затем благодаря вращению втулки размазывается по уплотнительному пояску, образуя в рабочем зазоре зоны с тонкой пленкой смазки. Как и в предыдущем случае, на контактном пояске образуются две зоны — внутренняя и наружная. Внутренняя зона работает в непосредственном контакте с втулкой 14 и обеспечивает герметизацию стыка. В наружной зоне благодаря наличию масляной пленки обеспечивается режим граничного или жидкостного трения, а также хорошее охлаждение кромок канавок, за счет чего, в свою очередь, искажается правильная форма рабочего зазора и возникает гидродинамическое давление, запирающее зазор. Отработанное масло центробежными силами выбрасывается в масляную полость. Наличие радиальных канавок облегчает выброс абразивных частиц из рабочего зазора ТКУ. Для теплоизоляции ТКУ от нагретого вала на внутренней поверхности втулки 7 и уплотнительного кольца нанесено теплоизоляционное покрытие ВПФК толщиной 0,15...0,3 мм. Зазор $L = 3,3...3,9$ мм служит для обеспечения работоспособности ТКУ при тепловом удлинении вала и деталей опоры ротора КПД и устанавливается подбором распорного кольца 8.

Торцевое уплотнение крепится к передней опоре КНД шпильками 1, гайками 2 и контровочными шайбами 3. Полость ТКУ уплотнена резиновой прокладкой 13.

Так как ТКУ является сборочной единицей, собирающейся отдельно, необходимо обеспечить условия для поставки на сборку без нарушения точности сборки и утери его деталей. С этой целью на штифтах 6 выполнены проточки, в которые вставлены стопорные кольца 4, предохраняющие ТКУ от саморазборки при транспортировке.

Стремление разработать торцевое уплотнение с наибольшими надежностью и долговечностью заставляет исследователей как совершенствовать конструкцию уплотнений, так и искать для пары трения новые материалы с более высокими и стабильными физико-химическими свойствами.

Хорошо зарекомендовало себя уплотнительное кольцо, у которого уплотнительный пояс разделен на две зоны кольцевой канавкой, глубина и ширина которой равны соответствующим размерам фрезерованных канавок описанного кольца ТКУ. Как и у этого кольца, у него выполнены такие же радиальные полукруглые канавки. Наличие кольцевой канавки обеспечивает равномерную смазку и охлаждение наружной уплотнительной зоны. При этом контактный зазор не искажается и гидродинамический эффект отсутствует. Благодаря отсутствию коробления и хорошей смазке наружной зоны совершенно исчезает дефект, связанный с местными прижогами. Центробежными силами масло эффективно выбрасывается из канавки в масляную полость и утечки его оказываются практически нулевыми. За рубежом хорошо зарекомендовали себя так называемые термогидродинамические уплотнительные кольца, конструктивно отличающиеся тем, что на рабочей торцевой поверхности выполнены круговые канавки Майера (рис. 53). При этом зона уплотнительного кольца с круговыми пазами воспринимает нагрузку и охлаждение, а внутренняя остающаяся поверхность кольца является герметизирующей.

В процессе вращения кромки канавок этого кольца охлаждаются сильнее удаленных от них зон герметизирующей поверхности. При таком охлаждении кромок на первоначально плоской поверхности вследствие ее коробления образуются гидродинамические клинья и соответствующие им зоны повышенного давления, число которых равно числу канавок. Круговая форма канавок и наличие гидродинамического давления способствуют образованию масляных пленок в наружной зоне уплотнения, хорошему выбросу центробежными силами масла и продуктов износа в масляную полость. Опыт эксплуатации этих колец показал, что они имеют очень ценное качество — с увеличением нагрузки на уплотнительные поверхности и при увеличении скорости скольжения у них падает коэффициент трения.

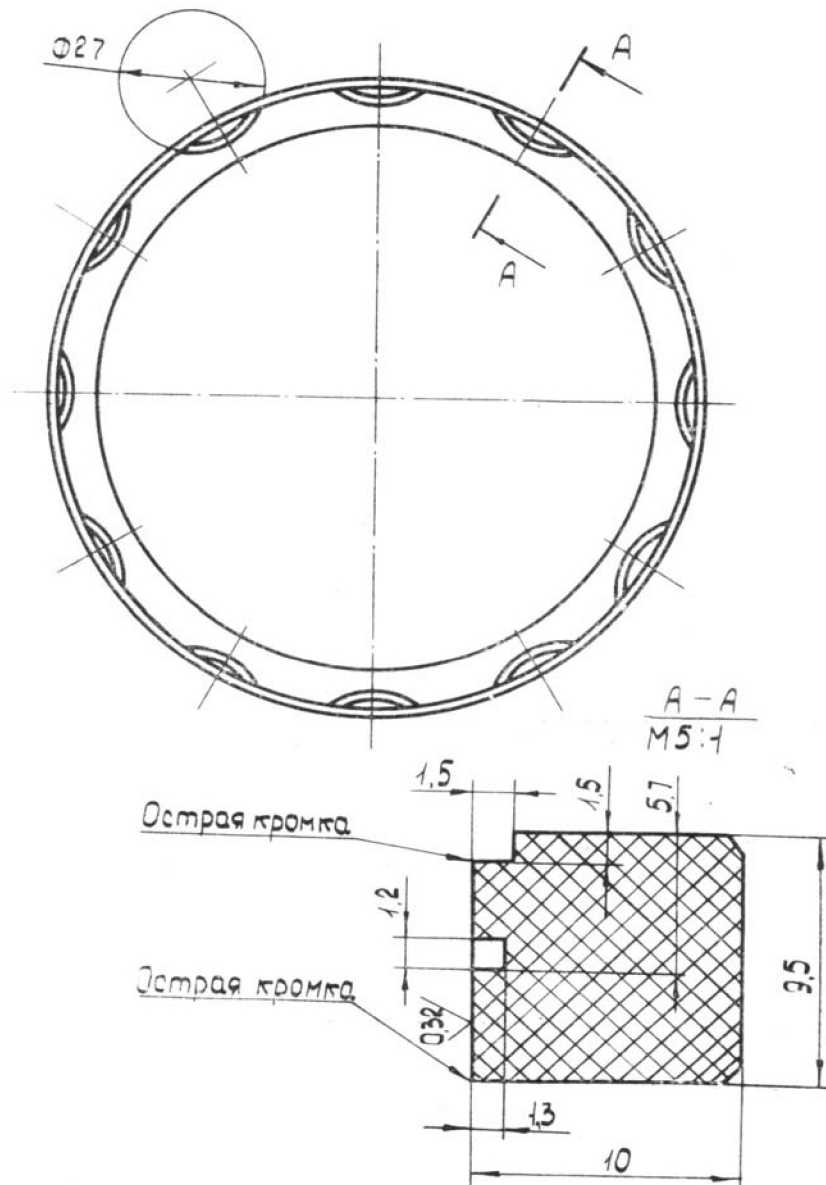


Рис.53. Уплотнительное кольцо с круговыми канавками

Межвальные ТКУ

Современные мощные авиационные ГТД многовальные (двухвальные, трехвальные). В них возникает проблема уплотнений межвального стыка валов, вращающихся с различными угловыми скоростями. Для этих целей также применяют торцевые уплотнения как ТКУ, так и РТКУ. На рис. 54 показана конструкция межвального ТКУ промежуточной опоры двигателя, уплотняющего стык между валом КНД и валом КСД (компрессора среднего давления). Конструкция уплотнения во многом аналогична уже описанным ТКУ и хорошо видна из рис. 54. Особенностью межвальных ТКУ является то, что в этой конструкции стояночные пружины 5 вращаются и испытывают действие больших центробежных сил. Поэтому их располагают на валу КНД, вращающемся с меньшими оборотами, в специальных гнездах, выполненных во втулке ТКУ 8 и опорном кольце 6, напрессованном на вал. Такая конструкция уплотнения работает надежно до окружных скоростей $V = 40\text{—}45$ м/с. При больших окружных скоростях возникает опасность выброса пружин через зазор между торцами втулки ТКУ и опорным кольцом, который должен быть достаточно большим для обеспечения возможности теплового удлинения валов. Поэтому в этом случае, например, в межвальном уплотнении средней опоры КВД

(рис. 55), где окружная скорость достигает $V = 65$ м/с, стояночные пружины одеты на направляющие штифты, запрессованные в опорное кольцо и проходящие сквозь направляющие отверстия во втулке ТКУ. Другой особенностью межвального ТКУ является также то, что величина зазора между рабочим торцом гайки 1 (см. рис. 54), к которому прижато углеграфитовое уплотнительное кольцо 2, и торцом вала КНД, на который установлена втулка ТКУ, может колебаться в значительных пределах из-за суммирования неточностей изготовления и сборки трансмиссии двигателя. Поэтому размер l_1 (см. рис. 54), обеспечивающий возможность теплового удлинения валов, выдерживают подбором втулки ТКУ 3. Для этого изготавливают комплект из четырех втулок 3, отличающихся друг от друга длиной. Каждая втулка длиннее последующей на 1,5 мм.

К трущимся поверхностям уплотнительного кольца и гайки (ее трущаяся поверхность хромирована) у межвальных ТКУ также принудительно подводится масло для смазки и охлаждения.

К числу недостатков межвальных ТКУ относится прежде всего наличие вторичного уплотнения в виде резиновых колец 4 (см. рис. 54). Большие центробежные силы, действующие на резиновые кольца, сильно прижимают их к втулке ТКУ, что может привести к заеданию втулки и выходу из строя вторичного уплотнения. Этому способствует также большой коэффициент трения резины по стали и возможность набухания резинового кольца, стоящего со стороны масляной полости опоры и работающего в среде масляных паров при высокой температуре (до 150°C). Кроме того, большие осевые перемещения опорного кольца 6 при температурном расширении валов значительно изменяют удельные давления в уплотнительном стыке за счет дополнительного поджатия стояночных пружин 5. В рассматриваемых конструкциях усилие поджатия стояночных пружин может возрасти в два раза на рабочем режиме двигателя. Это, в свою очередь, может привести к быстрому износу уплотнения и снижению его надежности.

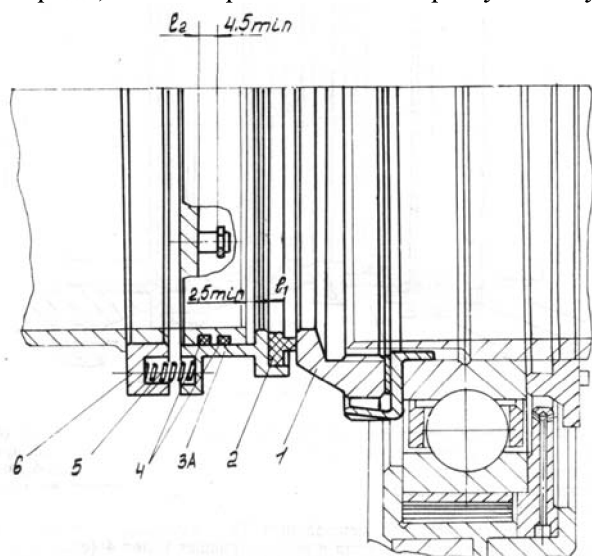


Рис. 54. Межвальное ТКУ промежуточной опоры авиационного ГТД

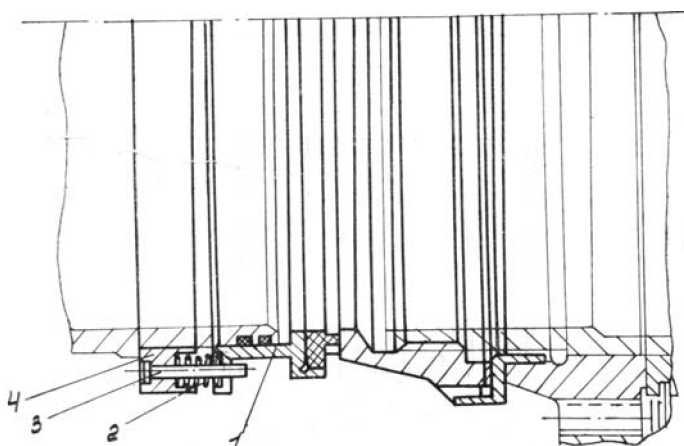


Рис. 55. Межвальное ТКУ средней опоры КВД

Перечисленных недостатков лишены межвальные РТКУ. Отсутствие вторичных резиновых уплотнений, стояночных пружин, направляющих штифтов делает их нечувствительными к большим осевым перемещениям, позволяет допустить большую температуру в зоне уплотнения. Эти уплотнения конструктивно проще.

Радиально-торцовые контактные уплотнения

Графитовое уплотнение (рис. 56) представляет собой сегментное уплотнение, снаружи поджимаемое к ротору браслетной пружиной. Графитовые сегменты зафиксированы штифтом от проворота и поджимаются с торца волновой пружиной через металлическую шайбу.

Двойное сегментное уплотнение (радиально-торцовое контактное уплотнение) (рис. 56) представляет унифицированный компактный узел, неподвижно зафиксированный в корпусе с помощью кольца 6, закрепленного в обойме 2 посредством пушечного замка и законтренного в четырех местах путем отгиба концов лепестков обоймы, либо стопорным разрезным кольцом.

Основными элементами уплотнения являются графитовые кольца. Графитовое кольцо, соприкасающееся с обоймой 2, состоит из двух рядов графитовых сегментов 11, расположенных один под другим и стянутых общей браслетной пружиной 3. Графитовое кольцо 9 состоит из шести графитовых сегментов, также стянутых браслетной пружиной. Для обеспечения герметичности все стыки сегментов 9 и 11 расположены в шахматном порядке и от проворота зафиксированы стопорной планкой 1 и фиксатором 7.

Сегменты графитовых колец в рабочем положении прижимаются к вращающейся поверхности втулки 12 и обеспечивают герметизацию масляной полости. В осевом направлении графитовые кольца усилием торцевой пружины 10 поджимаются к торцу обоймы 2 и обеспечивают герметизацию по неподвижным деталям.

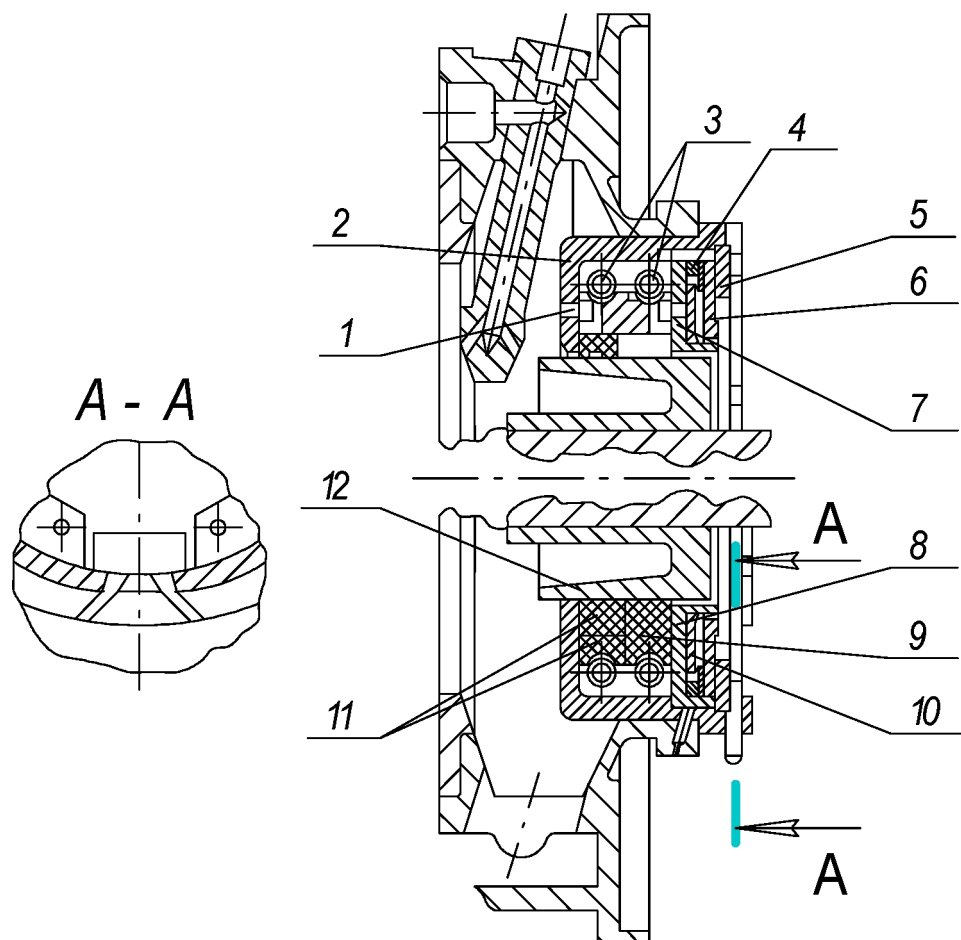


Рис. 56. Радиально-торцовое контактное уплотнение опоры двигателя РД-33

В турбинных опорах, где температура деталей в газовой полости опоры велика (может достигать 600°C), небольшие утечки масла в воздушную полость могут привести к попаданию масла на горячие детали и пожару.

Во избежание этого на турбинных РТКУ устанавливают стояночную пружину. На рис. 57 показано турбинное межвальное РТКУ. Характерными особенностями конструкции является наличие кольцевой гофрированной стояночной пружины 10, установленной между двумя графитовыми кольцами 9 и 11. Кольцо 11 играет только роль опоры для пружины 10 и обес-

печивает малое трение по вершинам гофра за счет малого коэффициента трения пары графит - сталь, чем обеспечивается малый износ пружины. Кольцо 9 уплотнительное. Оно обеспечивает уплотнение по торцу 8 и пояску 7. Более широкий пояс 6 служит для уменьшения удельного давления на контактную поверхность герметизирующего пояска 7. Величина удельного давления может регулироваться величиной поверхности выфрезеровок, выполненных на пояске 6. Давлением стояночной пружины и воздуха, поступающего из воздушной полости опоры в рабочие зазоры перед и под кольцом 9, через фрезеровки 12 на наружной поверхности кольца, уплотнительное кольцо своими контактными поверхностями прижимается к втулке 4 и 1. Контактные поверхности втулок 4 и 1 азотированы. Втулки вращаются с разными скоростями, так как установлены на разных валах. Это и приводит к взаимному проскальзыванию колец 9, 11 и пружины 10. Стояночная пружина сцентрирована относительно кольца 9. Точное предварительное поджатие стояночной пружины осуществляется гайкой 3 до упора в торец распорной втулки 2. Масло на охлаждение и смазку трущихся деталей уплотнения подается здесь также принудительно, через форсунку 5. Углеграфитовые кольца, как и в предыдущих конструкциях РТКУ, разрезные. При останове двигателя в масляной полости опоры может быть создано избыточное давление в 0,005 МПа. Примерно такое удельное давление стояночная пружина и создает, обеспечивая герметичность уплотнения в этом случае.

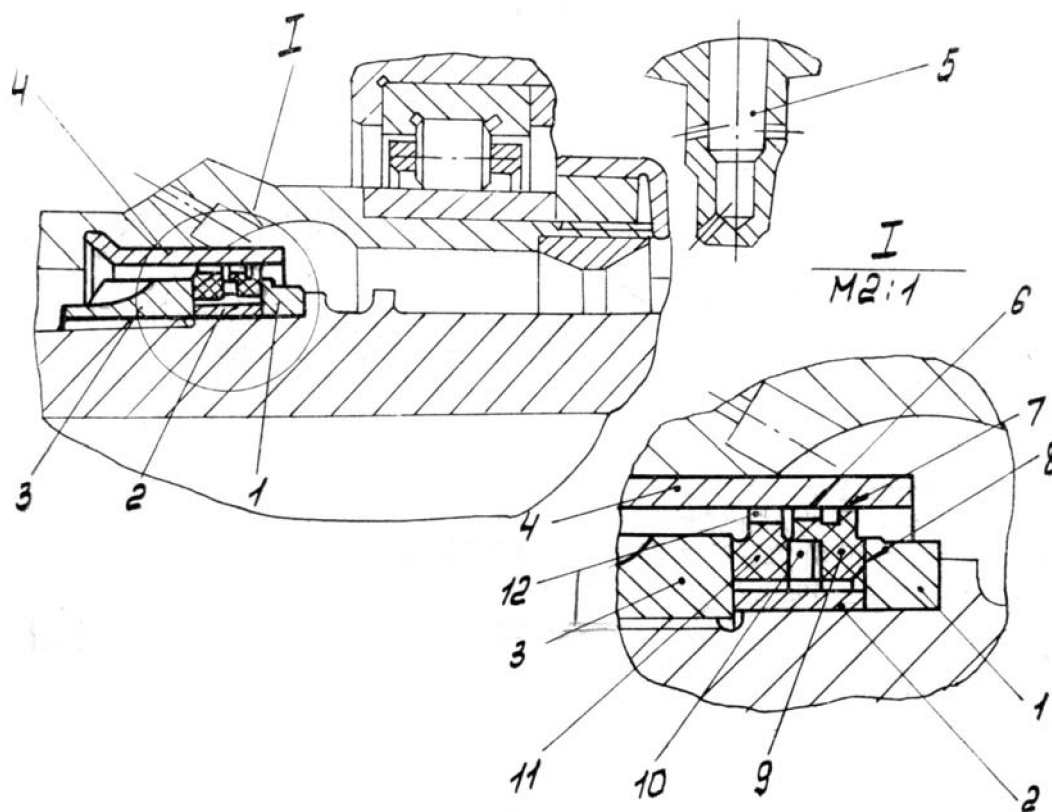


Рис. 57. РТКУ опоры турбины

Аналогично устроено уплотнение ТРДД РД-33 (рис. 58). Основными элементами радиально-торцового контактного уплотнения (РТКУ) являются графитовые разрезные кольца 2, 4.

Усилий торцевой пружины 3, расположенной между графитовыми кольцами 2 и 4, они плотно прижимаются к боковым поверхностям упорных колец 5 и 12, обеспечивая разделение масляной «М» и воздушной «В» полостей. Наружной поверхностью графитовые кольца поджимаются к тонкостенному стакану 7, закрепленному на роторе ТНД. Для предотвращения попадания масла в воздушную полость между оболочкой I и упорными кольцами 8 и 12 установлены резиновые уплотнительные кольца 11.

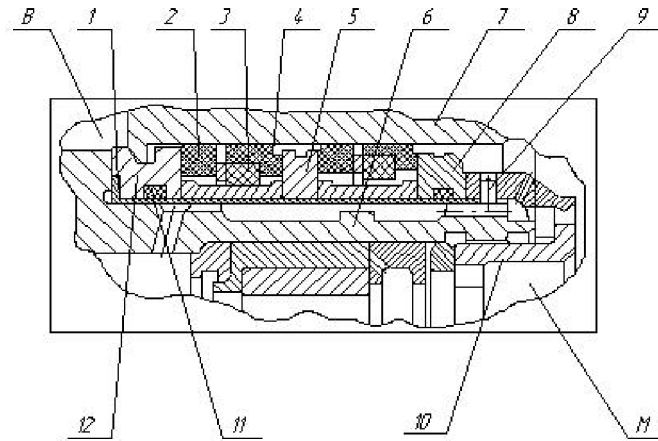


Рис. 58. Двойное РТКУ опоры двигателя РД-33

РТКУ на рис. 59 включает в себя разрезное графитовое уплотнительное кольцо, лабиринтное кольцо и стальную хромированную втулку, напрессованную на передний вал ротора КВД.

Уплотнение осуществляется с помощью графитового кольца, прижатого давлением воздуха по торцу к вращающейся хромированной втулке и по наружному диаметру к крышке.

Наддув торцевого и радиального зазоров между графитовым и лабиринтным кольцами осуществляется воздухом, подводимым через отверстия в переднем вале ротора КВД.

Лабиринтные уплотнения широко применяются в авиадвигателестроении для уменьшения утечек газов. Сущность процесса, происходящего в лабиринтном уплотнении состоит в многократном дросселировании газа (сжатие-расширение), протекающего через каналы с резко меняющимися сечениями, а следовательно, при значительных гидравлических сопротивлениях. Эти каналы образованы гребешками, выполненными на наружной поверхности кольца.

Для эффективной работы лабиринтного уплотнения зазор между крышкой и лабиринтным кольцом должен быть концентричным. Это достигается центрированием крышки уплотнения по проушинам форсуночного кольца и надежным креплением ее с помощью шпилек, гаек и контровочных шайб.

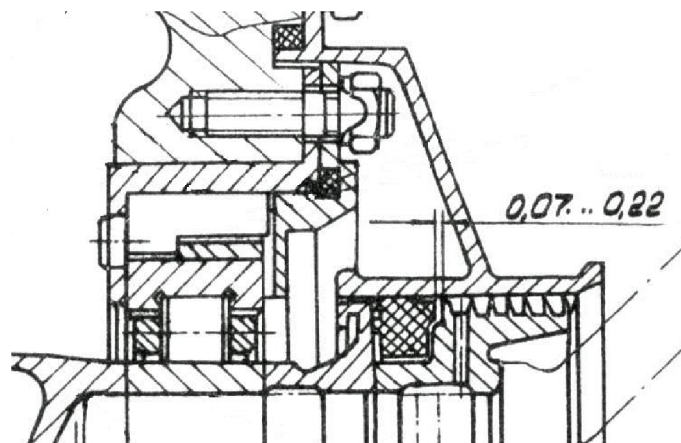


Рис. 59. РТКУ

Эксплуатационные параметры уплотнений (давление и температура воздуха, а также частота вращения ротора) изменяются во время полета самолета. Это указывает на необходимость учета многорежимности работы двигателя при проектировании уплотнений опор роторов.

4. СОВМЕСТНЫЙ РАСЧЕТ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ И СИСТЕМЫ ВНУТРЕННЕГО ВОЗДУХОСНАБЖЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В данной главе рассмотрены теоретические основы создания системы регулирования радиальных зазоров в турбокомпрессоре АД, основными разделами которых являются:

1. Проектирование и расчет системы внутреннего воздухообеспечения АД.
2. Расчет температурного состояния элементов конструкции АД.
3. Расчет напряженного состояния элементов конструкции АД под действием температурных и центробежных нагрузок, расчет изменения радиальных зазоров.
4. Проектирование системы регулирования радиальных зазоров.

4.1. Решение гидравлической задачи

Для решения гидравлической задачи (определение параметров воздуха в системе внутреннего воздухообеспечения) в настоящее время успешно используются теория графов с последующим проведением тепловых и прочностных расчетов в пакетах ANSYS или NASTRAN, а также специализированные пакеты для совместного расчета гидравлических цепей и теплового состояния на основе МКЭ. Первый метод, несмотря на существенную трудоемкость подготовки исходных данных, позволяет проводить анализ промежуточных результатов и дает возможность оценки физического состояния системы в промежуточных положениях, а также позволяет наметить пути повышения эффективности системы. Поэтому он удобен для использования в образовательном процессе. Второй метод удобен для инженерных расчетов, когда опытный специалист способен на интуитивном уровне оценить правильность расчетов. Необходимо отметить, что, ведущие фирмы-разработчики авиационных двигателей пользуются пока первым методом.

Исследователь должен обладать знанием обобщенных зависимостей для определения коэффициентов конвективной теплоотдачи для типовых элементарных каналов, которые часто встречаются в конструкции АД: круглый канал, плоский канал, кольцевой канал, уплотнение. Система внутреннего воздухообеспечения современного авиационного двигателя имеет сложную разветвленную систему различных видов каналов. Выходные данные одного из каналов являются входными для другого. Для корректного решения задачи необходимо решать уравнения движения воздуха на всех участках совместно.

На Российских предприятиях используется программа гидравлических систем разработки Харьковского политехнического института, основанная на теории графов.

4.1.1. Применение теории графов для расчета систем воздухообеспечения АД

Теория графов получила широкое применение в различных инженерных задачах. Она успешно применялась в электромеханике для расчета электрических цепей, в гидромеханике для расчета трубопроводных сетей, в горном деле для расчета воздухообеспечения в вентиляционных сетях шахт и т.д.

Система охлаждения газовой турбины состоит из разветвленной сети каналов, по которым протекает охлаждающий воздух, поэтому ее можно представить в виде графа, ветви которого соответствуют охлаждающим каналам, а узлы - местам соединения отдельных каналов в единую систему.

Характерной особенностью систем охлаждения газовых турбин является подогрев воздуха, протекающего по каналам тракта охлаждения, и в связи с этим изменение его физических характеристик, что приводит к изменению коэффициентов гидравлического сопротивления. Кроме того, в системах охлаждения роторов газовых турбин воздух протекает во вращающихся каналах и необходимо учитывать влияние вращения на гидравлическое сопротивление каналов, а также на интенсивность теплоотдачи в каналах, от которой, в свою очередь, зависит подогрев воздуха и его физические характеристики.

Таким образом, задача расчета потоков распределения в каналах систем охлаждения газовых турбин гораздо сложнее, чем в трубопроводных или вентиляционных сетях. Она требует учета влияния ряда дополнительных факторов, что приводит к необходимости построения двухступенчатого вычислительного процесса, содержащего внутренний и внешний итерационные циклы.

4.1.2. Математическая модель воздухораспределения в системах охлаждения

Для математического описания распределения расходов воздуха по каналам системы охлаждения использованы соотношения, вытекающие из первого и второго законов Кирхгофа, а также дополнительное замыкающее соотношение.

Согласно первому закону Кирхгофа в каждом узле графа должно соблюдаться условие материального баланса. Согласно второму закону Кирхгофа в каждом линейно независимом контуре алгебраическая сумма напоров на ветвях этого контура должна равняться нулю. В качестве замыкающего соотношения для математического описания потокораспределения в каналах системы охлаждения используется зависимость, характеризующая для каждой ветви графа взаимосвязь между напором, гидравлическим сопротивлением и расходом в матричном виде.

Для учета влияния подогрева воздуха необходим внешний цикл итераций, завершающийся по достижению заданной точности в определении расходов воздуха. Кроме того, для математического описания процессов гидродинамики и теплообмена, протекающих в каналах систем охлаждения, необходимо составить три библиотеки расчетных зависимостей, обеспечивающих определение геометрических характеристик каналов различных типов, определение коэффициентов гидравлического сопротивления и коэффициентов теплоотдачи в каналах систем охлаждения.

4.1.3. Алгоритм расчета систем охлаждения с учетом подогрева воздуха в каналах тракта

Внутренний и внешний циклы итераций реализованы следующим образом:

- 1) определяются геометрические характеристики каналов тракта охлаждения (рис. 60);
- 2) в нулевом приближении задаются температурой, давлением и суммарными коэффициентами гидравлического сопротивления в каналах и определяются величины гидравлических сопротивлений;
- 3) строится граф, соответствующий системе охлаждения (рис. 61);
- 4) задаются в нулевом приближении произвольными значениями расходов на хордах графа;
- 5) решается система узловых уравнений, определяются расходы воздуха в ветвях дерева;
- 6) выполняется анализ сходимости вычислительного процесса во внутреннем итерационном цикле;
- 7) по найденным расходам воздуха определяются числа Рейнольдса, числа Нуссельта и коэффициенты теплоотдачи;
- 8) определяется подогрев воздуха в каналах системы охлаждения;
- 9) уточняются физические параметры воздуха, а затем коэффициенты гидравлического сопротивления в зависимости от температуры;
- 10) происходит возврат к внутреннему итерационному циклу, уточняется решение системы контурных уравнений с учетом подогрева воздуха в каналах;
- 11) выполняется анализ сходимости вычислительного процесса во внешнем итерационном цикле;
- 12) получаются результаты расчета - давление во всех узлах графа, среднее давление, средняя температура, скорость и расход в ветвях графа, числа Рейнольдса, суммарные коэффициенты гидравлического сопротивления и коэффициенты теплоотдачи в каналах системы охлаждения.

Результат подготовки геометрии газогенератора для расчета

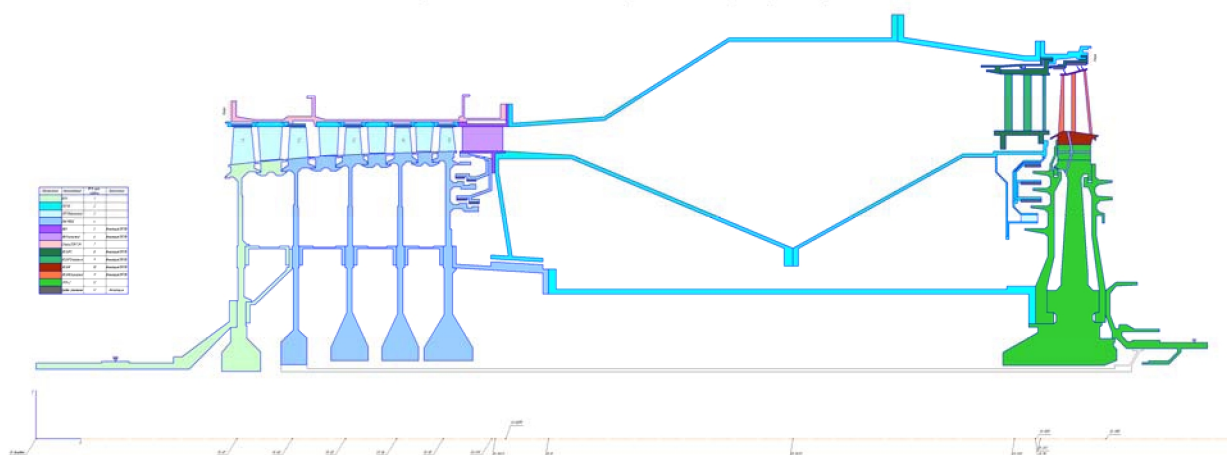


Рис. 60. Геометрия газогенератора

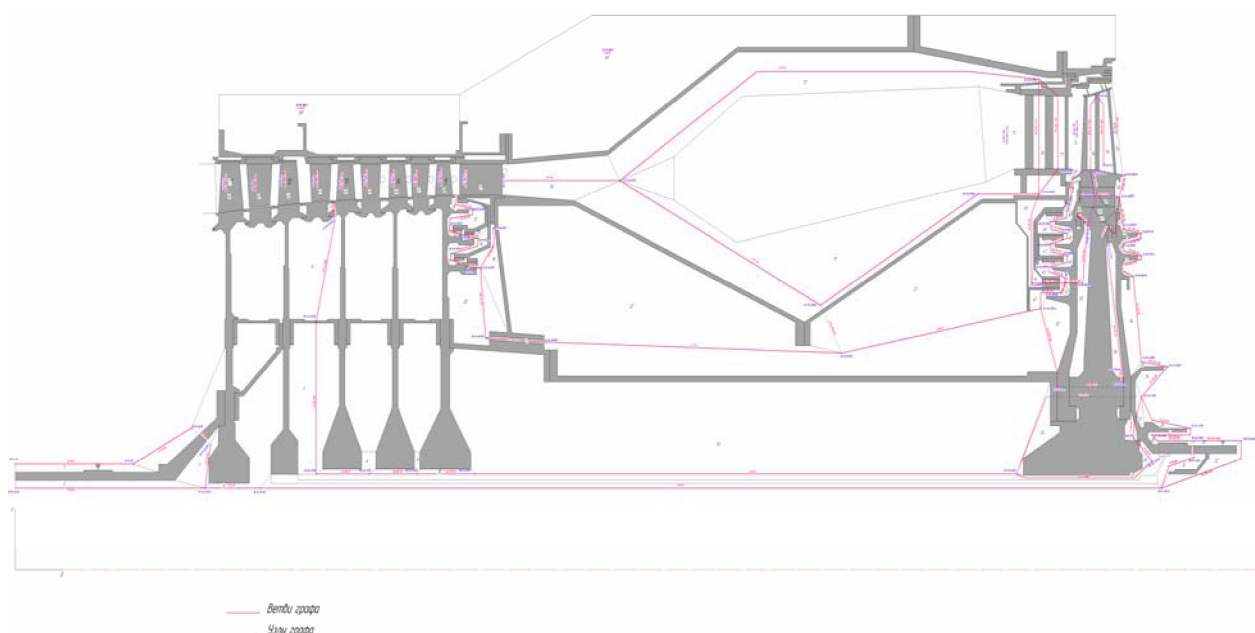


Рис. 61. Построение графа системы внутреннего воздуховоснабжения газогенератора

Вычислительный процесс во внутреннем и внешнем итерационных циклах всегда сходится, так как матрица Максвелла для систем охлаждения газовых турбин получается симметрической, положительно определенной с диагональным преобладанием и, следовательно, выполняется условие сходимости метода простых итераций.

В результате расчета получают результаты, содержащие информацию о параметрах рабочего тела в каналах воздуховоснабжения и интенсивности теплообмена со стенками каналов. Эти данные позволяют сделать предварительные выводы об эффективности системы. На данном этапе расчета можно вносить изменения в геометрию и термодинамические параметры системы для корректировки её эффективности.

4.2. Совместное применение гидравлического пакета и пакета ANSYS для расчета теплового состояния тела, находящегося в среде с переменной температурой

Так как для определения коэффициентов конвективного теплообмена и температур воздуха необходимо знать температуры стенок каналов, по которым течет исследуемый воздух, а

для определения температурного состояния стенок необходимо знать температуру омывающего её воздуха и коэффициент конвективного теплообмена, решение этих задач проводится совместно методом последовательных приближений в следующей последовательности:

- задаемся температурой стенки в первом приближении;
- решаем задачу относительно параметров воздуха в каналах и коэффициентов конвективного теплообмена;
- полученные в результате данные используем для определения температуры стенки с помощью пакета ANSYS;
- полученную температуру стенки используем для расчета параметров воздуха в каналах воздухообмена во втором приближении.

Данная последовательность выполняется до тех пор, пока не удовлетворяется заданный критерий сходимости по исследуемым параметрам.

Проведенные расчетные исследования показали:

Средняя температура воздуха на участке несущественно зависит от температуры стенки, то есть протекающий с большой скоростью по каналам воздух успевает лишь в небольшой мере обмениваться теплом со стенкой канала.

Коэффициент конвективного теплообмена в большей степени зависит от температуры стенок; это объясняется тем, что даже несущественное изменение средней температуры воздуха по каналам ведет к изменению гидравлического сопротивления, которое влияет на величину коэффициента конвективного теплообмена.

Для проектных расчетов систем внутреннего воздухообмена достаточно одной-двух итераций, если можно задать температуры стенок по прототипу системы.

4.3. Методика расчета напряженно-деформированного состояния турбокомпрессора под действием температурных, центробежных и газовых нагрузок на установившихся и переходных режимах

Изменение радиальных зазоров в турбокомпрессоре АД зависит от ряда факторов:

- 1) температурное состояние элементов ротора и статора;
- 2) напряженно-деформированное состояние ротора под действием центробежных нагрузок;

- 3) напряженно-деформированное состояние ротора под действием газовых нагрузок.

Таким образом, расчет величины на любом из режимов состоит из трех этапов:

- 1) определение теплового состояния ротора и статора;
- 2) приложение температурных нагрузок и определение составляющей температурных деформаций ротора и статора;
- 3) приложение центробежных и газовых нагрузок совместно с температурными нагрузками и определение совместного влияния данных факторов на величину радиальных зазоров.

Для расчета рассматриваемых параметров необходимы следующие данные:

- 1) геометрические параметры конструкции АД, материалы конструктивных элементов АД;
- 2) динамические параметры ротора по установившимся и переходным режимам (обороты ротора, динамические нагрузки);
- 3) параметры рабочего тела по тракту АД по установившимся и переходным режимам;
- 4) параметры отборов воздуха по режимам (включение/отключение).

Последовательность расчета АД можно представить следующей схемой (на примере расчета газогенератора АД).

4.4. Определение параметров рабочего тела в системе воздухообеспечения АД для установившихся и переходных режимов

4.4.1. Определение параметров газового потока по тракту АД

На основании исходных термодинамических параметров двигателя выполняется проектный расчет установившихся режимов АД. Для выполнения данного расчета удобно использовать программу «Астра ВСХ», разработанную на кафедре ТДЛА СГАУ.

Далее выбираются расчетные режимы и параметры газового потока по ступеням турбокомпрессора на данных режимах.

4.4.2. Определение параметров воздуха в системе внутреннего воздухообеспечения АД на установившихся режимах

Для определения параметров воздуха в системе воздухообеспечения АД на установившихся режимах удобно пользоваться программным комплексом ХПИ. Исходными данными для расчета будут являться параметры рабочего тела по тракту АД и геометрические характеристики конструкции.

Система внутреннего воздухообеспечения АД разбивается на геометрически однородные участки. В соответствии с характеристиками участков описываются их свойства. В качестве граничных условий задаются значения термодинамических параметров в местах отбора воздуха из компрессора и значения параметров в местах возврата воздуха в тракт (в турбине). Также задаются температуры стенок в соответствии со значением температур протекающего по каналу воздуха.

4.4.3. Определение параметров рабочего тела в системе воздухообеспечения АД для переходных режимов

Пример циклограммы работы двигателя приведен на рис. 62. Расчет двигателя на неустановившихся режимах достаточно сложен. Поэтому для исследования переходных режимов можно использовать обобщенные кривые разгона двигателя и обобщенные кривые изменения термодинамических параметров. Зная кривую разгона двигателя по времени и изменения относительных параметров по оборотам АД, можно определить абсолютные термодинамические параметры в любой момент на протяжении разгона двигателя.

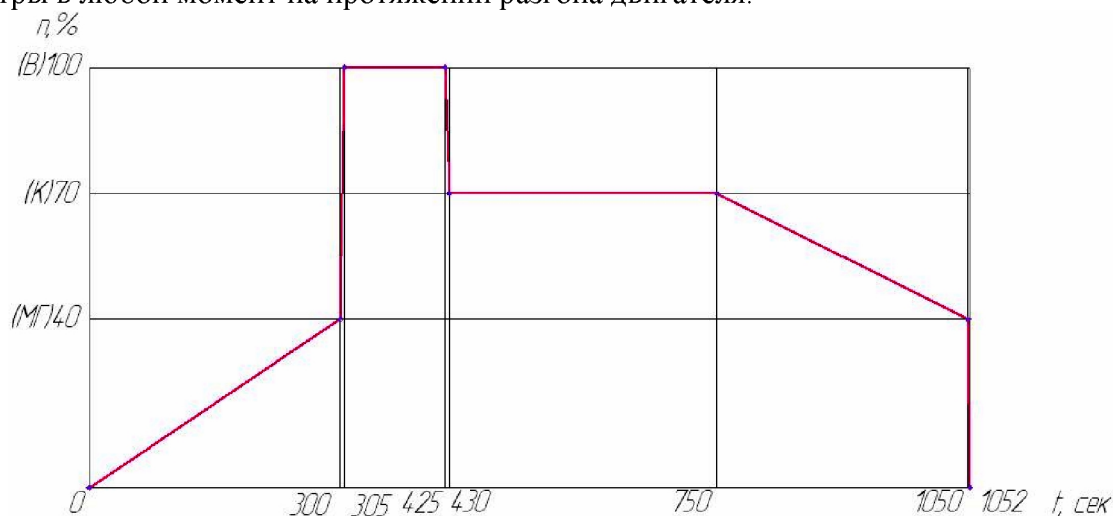


Рис. 62. Циклограмма работы двигателя

Таким образом, используя термодинамические параметры системы внутреннего воздухообеспечения АД на установившемся режиме, полученные из расчета системы с помощью ком-

плекса ХПИ, и изменение относительных параметров по тракту АД в зависимости от времени, можно определить параметры системы внутреннего воздухообеспечения по времени.

4.5. Расчет температурного состояния элементов АД на переходных и установившихся режимах

Расчет температурного состояния конструктивных элементов АД на переходных и установившихся режимах состоит из нескольких этапов.

4.5.1. Построение геометрической модели

При проектных расчетах теплового состояния конструктивных элементов для уменьшения времени счета целесообразно решать задачу в плоской постановке при использовании осесимметричного конечного элемента PLANE55. Целесообразно упростить некоторые конструктивные элементы деталей (например, фаски, скругления и т.п.) без существенного влияния на массогабаритные характеристики деталей для снижения количества конечных элементов в модели.

4.5.2. Задание материалов конструкции и их свойств с учетом температуры

Так как во время работы двигателя температуры деталей изменяются, то задаются тепловые и механические свойства материалов в зависимости от температуры.

При моделировании конструкции в плоской постановке возникают затруднения моделирования некоторых элементов, расположенных по окружности. В некоторых случаях можно игнорировать элементы конструкции деталей ввиду их малого влияния на весь рассматриваемый объект (например, наличие нескольких отверстий малого диаметра по сравнению с размерами объекта). Однако существуют элементы, существенно влияющие на массогабаритные и механические свойства узла (например, лопаточные венцы, большое количество регулярных отверстий по окружности и т. п.).

Рассмотрим один из способов моделирования окружной неоднородности элементов конструкции узла, заключающийся в изменении свойств материала неоднородного объекта, на примере моделирования лопаточного венца при исследовании теплового и напряженно-деформированного состояния диска.

Корректировка тепловых свойств

Пусть плотность лопаточной решетки будет 10% (рис. 63).

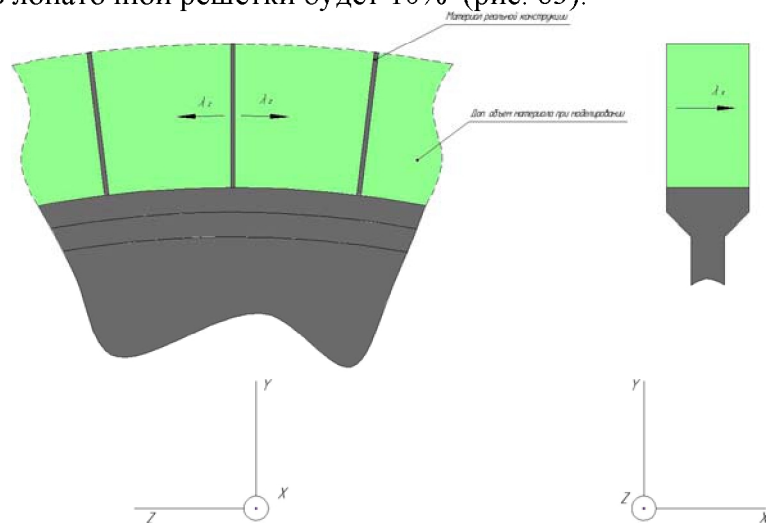


Рис. 63. Моделирование лопаточного венца для плоской постановки задачи теплопроводности

Из-за отсутствия тепловой связи в направлении Oz коэффициент теплопроводности по оси Oz необходимо занизить на 2 порядка. Так как тепловые потоки в направлении Oy и Ox по телу лопатки из-за разреженности лопаточной решетки снижаются на величину разрежения, то необходимо умножить коэффициент теплопроводности по оси Oy и Ox на степень разреженности 0.1. Также на этот коэффициент необходимо умножить удельную теплоемкость материала ввиду того, что объем материала снизился и снизилась его способность аккумулировать тепловую энергию.

Корректировка механических свойств

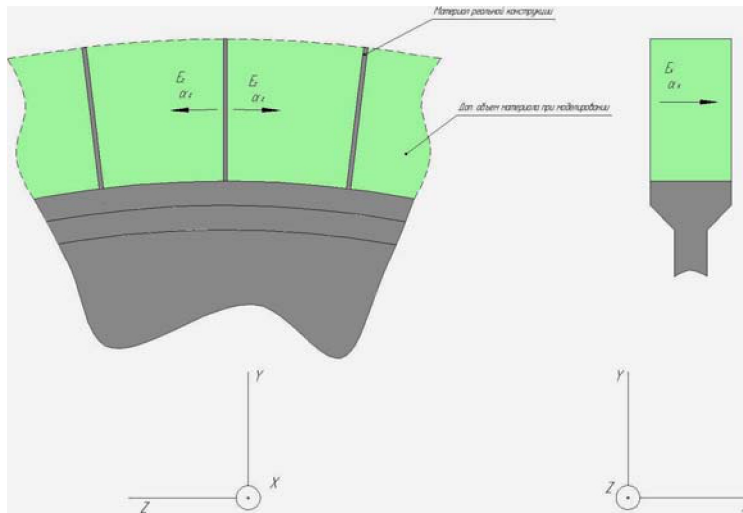


Рис. 64. Моделирование лопаточного венца для плоской постановки задачи о напряженно-деформированном состоянии

Механические свойства материала модели (рис. 64) также изменяются относительно исходной конструкции. Так, жесткость (модуль упругости) и коэффициент термического расширения по оси Oz занижаются на 2 порядка ввиду отсутствия механических связей в этом направлении. Коэффициент термического расширения и модуль упругости в направлении Ox умножаются на степень разрежения, так как разреженная решетка оказывает на диск меньшее влияние, чем единое присоединенное кольцо. В направлении Oy рассматриваемые величины задаются неизменными, так как в данном направлении они важны для определения величины радиального зазора.

Опираясь на принятые допущения в построении геометрии и задании материалов, исходя из исходной конструкции, выполним построение расчетной модели газогенератора исследуемого АД.

4.5.3. Построение расчетной конечно-элементной модели АД

Рассмотрим один из способов построения модели газогенератора, обладающей широкими возможностями управления геометрией и конечно-элементной сеткой.

1. Анализируется конструкция газогенератора.
2. Выполняется разбиение газогенератора на условно-сборочные модули (УСМ).
3. Для каждого модуля задается своя локальная система координат (ЛСК) в области одной из присоединительных поверхностей и определяются координаты этой ЛСК в глобальной системе координат всего газогенератора.
4. Определяются координаты точек УСМ, определяющие его контур. Выполняется поиск дополнительных точек модуля, обеспечивающих корректность построения конечно элементной модели. Точки нумеруются и отмечаются на чертеже УСМ.

Таким образом, проводится подготовка данных для занесения их в исполнительный макрос пакета ANSYS. Для удобства работы с макросом предлагается следующая его иерархия.

Макрос состоит: из головного файла, в котором содержится информация о порядке запуска других файлов; файла описания свойств материалов; файлов описания геометрии, присвоенных материалов и конечно-элементной сетки УСМ; файла описания тепловых нагрузок и порядка решения тепловой задачи; файла описания механических связей и нагрузок и порядка приложения тепловых полей, полученных при решении тепловой задачи.

4.5.4. Задание температур рабочего тела и коэффициентов конвективного теплообмена в соответствии с циклограммой работы и кривыми разгона АД

В соответствии с делением системы воздухообеспечения двигателя на геометрически однородные участки, выполненным при расчете температурного состояния рабочего тела в системе, на конструкцию двигателя наносятся в примитивизированном виде узлы системы и линии воздушных токов. Рядом с узлами наносятся температуры рабочего тела в узлах, а вдоль линий воздушных токов значение коэффициентов конвективного теплообмена для рассчитанных установившихся режимов работы. Относительно узлов системы и линий воздушных токов отмечаются на конструкции однородные теплообменно-температурные зоны (ТТЗ). Это такие зоны, где значения температур рабочего тела и коэффициентов конвективного теплообмена остаются постоянными либо изменяются в узком диапазоне (менее 3% от номинала). Результаты выполнения данной операции приведены на рис. 65.

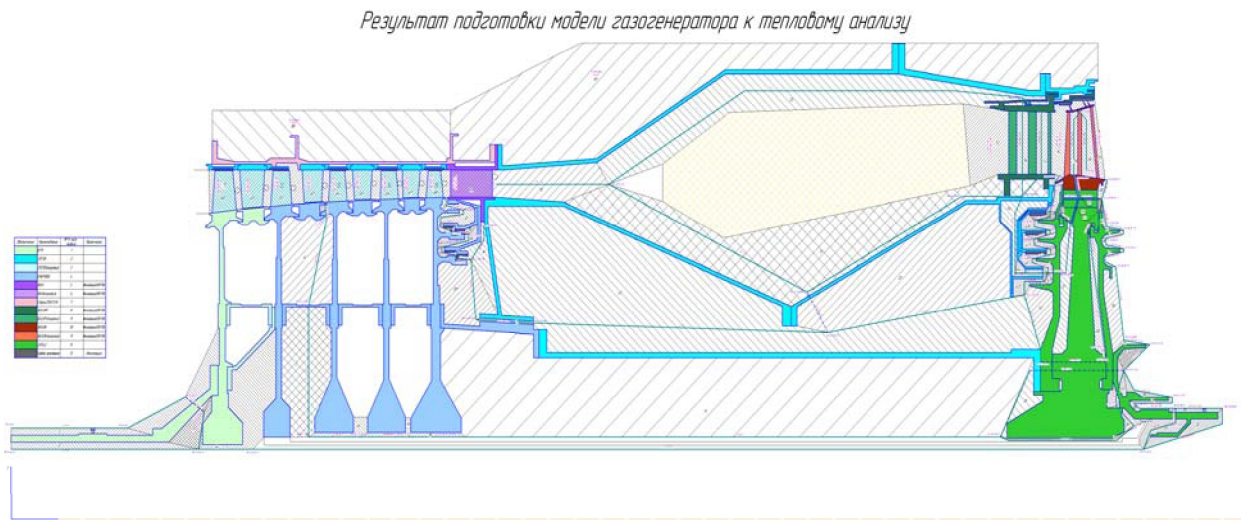


Рис. 65. Результат подготовки к тепловому анализу

Опираясь на схему распределения ТТЗ по разрезу АД для построенной в пакете ANSYS рассматриваемой модели для каждой линии (поверхности) задаются коэффициент конвективного теплообмена и температура окружающей среды для взлетного режима. В итоге получается макрос задания параметров теплообмена для взлетного режима работы АД. Далее выполняется корректировка данного макроса в соответствии с циклограммой работы и кривой разгона АД для эмуляции нестационарного режима работы АД. Будем считать, что каждый участок разгона (сброса) двигателя от одного установившегося режима будет состоять из n -го количества подучастков, причем на каждом из подучастков термодинамические параметры рабочего тела будут постоянны и будут ступенчато изменяться при переходе с одного подучастка на другой. Увеличение количества подучастков будет приближать результаты к реальным значениям, но при этом существенно увеличивать время расчета модели. Целесообразно разбить рассматриваемую систему на два блока. В компрессорном блоке, который включает в себя все каналы, в которые воздух подается из тракта компрессора, температуры по кривой разгона будут изменяться в соответствии с разгонной характеристикой компрессора. Турбинный блок будет включать в себя тракт турбины, в котором температуры будут изменяться в соответствии с разгонной характеристикой турбины.

Таблица 1. Значения относительных параметров на нестационарных режимах

Режим	№ подрежима	Время t, с	Коэффициент конвективного теплообмена $\bar{\alpha}$	Температура компрессорного блока, $\bar{T}_k$	Температура турбинного блока, $\bar{T}_m$	Обороты ротора, $\bar{n}$
0-МГ	1	0.0	0.056	0.120	0.150	0.080
	2	60.0	0.112	0.240	0.300	0.160
	3	120.0	0.168	0.360	0.450	0.240
	4	180.0	0.224	0.480	0.600	0.320
	5	240.0	0.280	0.600	0.750	0.400
МГ - Взлетный	6	300.0	0.285	0.667	0.824	0.407
	7	300.5	0.293	0.669	0.823	0.420
	8	301.0	0.304	0.673	0.820	0.437
	9	301.5	0.326	0.683	0.817	0.466
	10	302.0	0.374	0.714	0.814	0.526
	11	302.5	0.537	0.871	0.884	0.690
	12	303.0	0.781	0.987	1.043	0.870
	13	303.5	0.935	0.999	1.048	0.963
	14	304.0	0.990	1.000	1.016	0.993
	15	304.5	1.000	1.000	1.000	1.000
Взлетный	16	305.0	1.000	1.000	1.000	1.000
	17	317.0	1.000	1.000	1.000	1.000
	18	329.0	1.000	1.000	1.000	1.000
	19	341.0	1.000	1.000	1.000	1.000
	20	353.0	1.000	1.000	1.000	1.000
	21	365.0	1.000	1.000	1.000	1.000
	22	377.0	1.000	1.000	1.000	1.000
	23	389	1.000	1.000	1.000	1.000
	24	401	1.000	1.000	1.000	1.000
	25	413	1.000	1.000	1.000	1.000
Взлетный - Крейсерский	26	425	1.000	1.000	1.000	1.000
	27	426	0.990	0.992	0.978	0.993
	28	427	0.935	0.954	0.866	0.963
	29	428	0.781	0.895	0.661	0.870
	30	429	0.537	0.674	0.613	0.690
Крейсерский	31	430	0.537	0.830	0.700	0.690
	32	462	0.537	0.830	0.700	0.690
	33	494	0.537	0.830	0.700	0.690
	34	526	0.537	0.830	0.700	0.690
	35	558	0.537	0.830	0.700	0.690
	36	590	0.537	0.830	0.700	0.690
	37	622	0.537	0.830	0.700	0.690
	38	654	0.537	0.830	0.700	0.690
	39	686	0.537	0.830	0.700	0.690
	40	718	0.537	0.830	0.700	0.690
	41	750	0.374	0.661	0.686	0.526
	42	810	0.326	0.660	0.720	0.466
	43	870	0.304	0.659	0.739	0.437
	44	930	0.293	0.658	0.752	0.420
	45	990	0.285	0.655	0.766	0.407
МГ - 0	46	1050	0.280	0.600	0.750	0.400
	47	1051	0.224	0.480	0.600	0.320
	48	1052	0.168	0.360	0.450	0.240
	49	1053	0.112	0.240	0.300	0.160
	50	1054	0.112	0.120	0.150	0.080

В таблице 1 приведен пример задания исходных параметров.

После подготовки данных по относительным параметрам рабочего тела на переходных и установившихся режимах модифицируется исходный макрос температурных нагрузок:

1. Задаются массивы относительных параметров для турбинного и компрессорного блоков
2. Строится цикл, по которому для каждого нового этапа переменные коэффициенты режима будут приравняться соответствующему значению из массива относительных параметров в зависимости от принадлежности к соответствующему блоку.
3. В каждом этапе цикла данные о нагружении будут сохраняться в соответствующем файле этапа нагружения с временными параметрами, обусловленными циклограммой работы АД.

В результате исполнения описанных выше макросов в пакете ANSYS получается расчетная модель исследуемого газогенератора с приложенными тепловыми нагрузками по режимам. Для получения результатов необходимо запустить расчет по шагам нагружения.

4.5.5. Представление результатов термического расчета

Для расчета теплового состояния тела, как уже указано выше, рекомендуется использовать конечный элемент PLANE55. Элемент PLANE55 может быть использован как плоский или осесимметричный с температурными связями в двух направлениях. Элемент имеет четыре узла с одной степенью свободы - температурой. Элемент применим для двумерного температурного анализа двух видов: независимого от времени, зависимого от времени. При применении элемента в осесимметричном виде осью симметрии является ось X. К элементу могут прикладываться следующие нагрузки: конвективный теплоподвод либо тепловой поток, тепловое излучение. Элемент PLANE55 предоставляет возможность доступа к промежуточным результатам расчета, т.е. появляется возможность исследовать любую точку теплового состояния на протяжении всего периода нагружения.

В результате пошагового запуска расчет будет проводиться последовательно: сначала будут приложены нагрузки из файла с граничными условиями для первого режима и произведен расчет для оговоренного в профиле режима времени действия этих нагрузок; затем будут приложены нагрузки второго режима, при этом результаты расчета на первом режиме будут являться начальными условиями для второго режима. Таким образом, нагрузки второго режима будут наложены на результаты расчета на первом режиме. Затем результаты второго нагружения в сумме с первым нагружением будут исходными для третьего нагружения. На протяжении всего расчета осуществляется запись промежуточных результатов, по которым впоследствии можно проводить анализ всего совокупного цикла нагружения при наложении результатов от режима к режиму.

Данная методика применима для расчета температурного состояния элементов конструкции авиационного двигателя на различных режимах работы.

В результате проведения расчета получаются значения температур элементов конструкции рассматриваемого газогенератора в любой точке в любое время работы АД (рис. 66).

Проводится анализ и обработка результатов расчета, подготовка результатов для расчета напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов АД.

4.6. Расчет напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов АД на переходных и установившихся режимах

Проводится конвертация конечных элементов модели из термических в структурные. Данные по температурам для каждого узла сохраняются в файл температурных результатов с расширением *.rth. Используя данный файл, прикладываются известные значения температур для каждого расчетного момента времени на протяжении работы двигателя, что позволяет определить значение температурных деформаций для каждого момента времени.

Большой практический интерес представляет изменение радиального зазора рабочего колеса турбины по времени. Поэтому необходимы зависимости изменения диаметрального размера рабочего колеса по гребешку лабиринтного уплотнения и изменения диаметра статора.

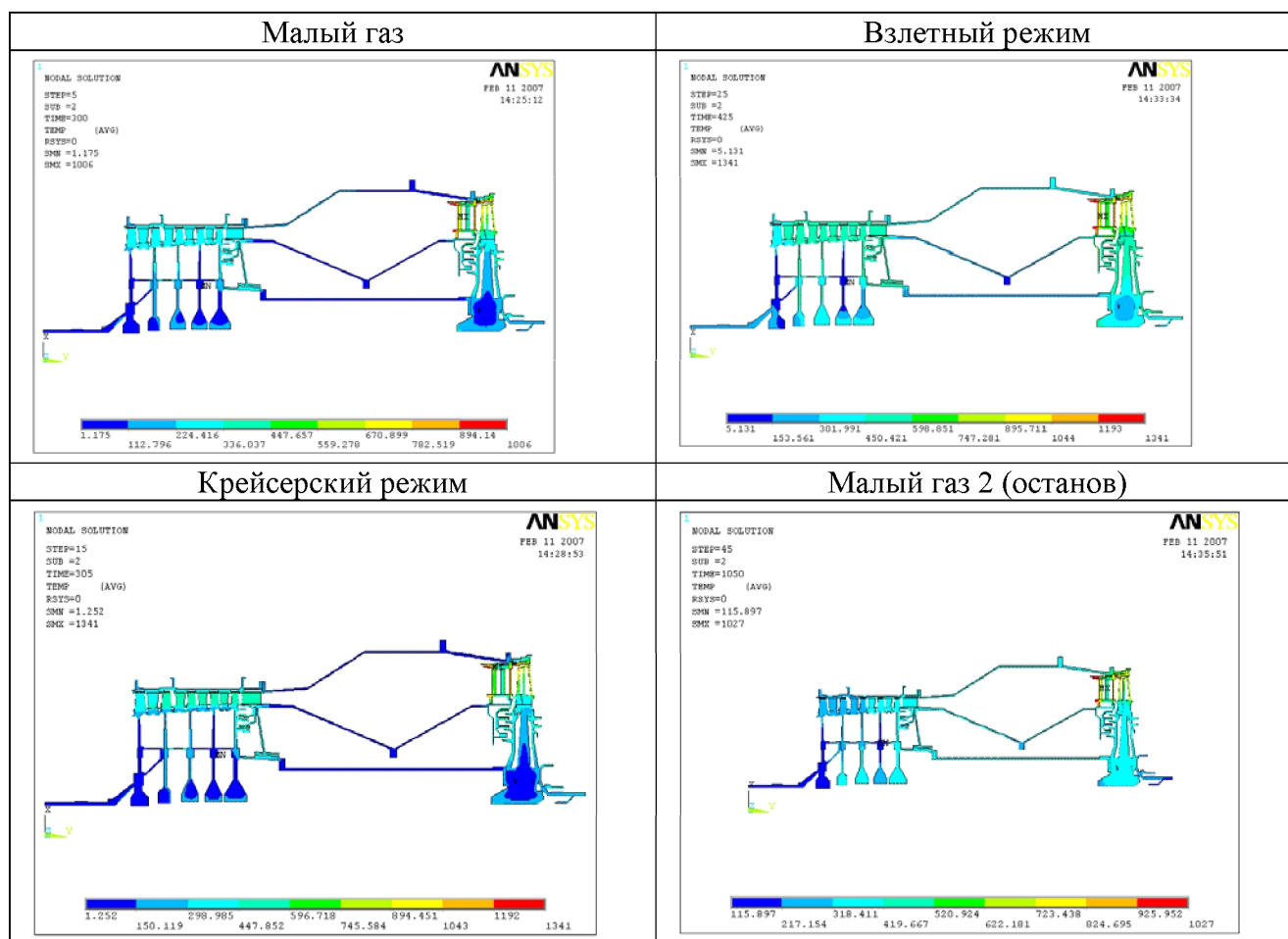


Рис. 66. Тепловое состояние элементов газогенератора АД

Изменение радиального зазора турбины в динамике (по модельному полетному циклу) представлено на рис. 67.

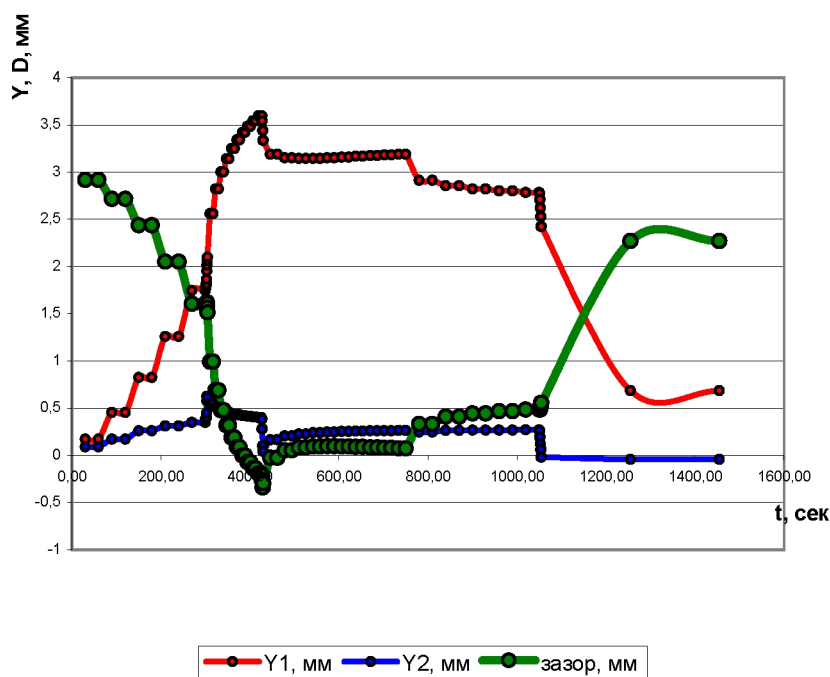


Рис. 67. Зависимость изменения радиального зазора по времени

Величина текущего радиального зазора рассчитывается по формуле

$$\Delta_r(t) = Y_0 - Y_1(t) + Y_2(t),$$

где Δ_r - текущий радиальный зазор;

Y_0 - исходный радиальный зазор;

Y_1 - перемещение гребешка лабиринтного уплотнения;

Y_2 - перемещение срабатываемого уплотнения.

Анализ зависимости изменения радиального зазора турбины по времени показал:

- на крейсерском режиме обеспечиваются минимальные радиальные зазоры (0.1 мм);
- на взлетном режиме радиальные зазоры снижаются, и к концу режима наблюдается незначительное врезание (0.3 мм) гребешка радиального уплотнения в срабатываемое уплотнение;
- на режиме «малый газ» радиальные зазоры достаточно велики (1-1.5мм).

4.7. Методика проектирования системы регулирования радиальных зазоров АД

На основании обобщения литературных источников и полученного опыта можно предложить следующую методику разработки системы регулирования радиальных зазоров.

1. Проводится гидравлический расчет системы внутреннего воздухоснабжения двигателя на установившихся и нестационарных режимах в соответствии с принятой циклограммой полета.
2. На основании гидравлического расчета выполняется расчет нестационарного теплового состояния элементов конструкции АД.
3. Производится расчет напряженно-деформированного состояния АД от действия температурных нагрузок.
4. Выполняется анализ изменения радиальных зазоров на протяжении всей циклограммы работы АД.
5. Выбираются режимы, на которых радиальные зазоры выходят за допустимый диапазон.
6. Конструируется система регулирования радиальных зазоров.
7. Выполняются последовательные гидравлические и структурные расчеты проблемных режимов до достижения требуемых радиальных зазоров.
8. Выполняется проверочный расчет измененной конструкции (гидравлический, структурный) по всей циклограмме работы АД.
9. Делается вывод о величинах радиальных зазоров.

Заключение

Учебное пособие представляет собой продолжение опыта реализации курсовой работы в ходе курсов «Основы проектирования АД и ЭУ», «Компьютерное проектирование основных узлов АД и ЭУ». В стандартном задании на курсовое и дипломное проектирование вопросы, связанные с проектированием систем внутреннего воздухообеспечения, либо не включались совсем, либо включались очень поверхностно. Однако от характеристик этих систем во многом зависит экономичность двигателя, его КПД. Кроме того, в опубликованной технической литературе практически отсутствуют сведения о проектировании подобных систем. Все это послужило стимулом к подготовке учебного пособия, основанного на применении современных методов и средств проектирования.

В пособии достаточно подробно освещены следующие вопросы:

1. Проектирование систем внутреннего воздухообеспечения с использованием CAD/CAE технологий.
2. Расчет температурного состояния элементов конструкции АД.
3. Расчет напряженного состояния элементов конструкции АД под действием температурных и центробежных нагрузок, расчет изменения радиальных зазоров.
4. Проектирование системы регулирования радиальных зазоров.

В дальнейшем планируется развивать выбранное направление широкого внедрения такого подхода. Возможно распространить результаты исследований на проектирование уплотнений как элементов системы двигателя, оценки влияния различных отборов воздуха на эффективность, расчет радиальных зазоров и выбор способа их регулирования.

Список использованных источников

1. Кузнецов, Н.Д., Управление радиальными зазорами в турбокомпрессорах авиационных ГТД/ Н.Д.Кузнецов, В.П.Данильченко, В.Е.Резник. - Самара: СГАУ, 1991. – 78с.
2. Антонов, О.Н. Регулирование радиальных зазоров в лопатках ГТД/ О.Н.Антонов, А.И.Крюков. - Уфа: УАИ, 1990. – 73с.
3. Авиационные двигатели ОАО «Мотор-Сич». - Запорожье: ОАО «Мотор-Сич», 2000. - 44с.
4. Авиационный турбовинтовой двигатель НК-4. Техническое описание. –М.:Оборонгиз, 1959. -218с.
5. Авиационный турбовинтовой двигатель НК-12МВ. Техническое описание. Кн. 1. –М.: Машиностроение, 1966. - 296с.
6. Двигатель НК-8-2У. Руководство по технической эксплуатации. Ч.1. - М.: Машиностроение, 1973. -246с.
7. Двигатель НК-86. - М.: Машиностроение, 1978. - 496 с.
8. Иностранные авиационные двигатели. - М.: ЦИАМ, 1958-2005гг.
9. Мухачев, Г. А. Термодинамика и теплопередача: учебник для авиационных вузов – 3-е изд./Г.А.Мухачев. – М.: Высшая школа, 1991. – 480 с.
10. Идельчик, И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям/ И.Е.Идельчик. - М.: Машиностроение, 1975. – 575с.
11. Швеи, И. Т. Воздушное охлаждение деталей газовых турбин/ И.Т.Швей. - Киев: Наукова думка, 1974. – 487с.
12. Шней, Я. И. Газовые турбины. Ч. I/ Я.И.Шней. - Киев: Виша школа, 1976. – 295 с.

Учебное издание

*Фалалеев Сергей Викторович,
Виноградов Александр Сергеевич*

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ CAD/CAE-ПАКЕТОВ**

Учебное пособие

Технический редактор В. А. З р е л о в
Редакторская обработка Н. С. К у п р и я н о в а
Корректорская обработка Н. В. П р я д и л ь н и к о в а
Доверстка Е. А. Л а р и о н о в а

Подписано в печать 20.11.07. Формат 60х84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Печ. л. 7,0.

Тираж 120 экз. Заказ . ИП-ж121/2007

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

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