

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

**СИСТЕМЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ИЗ КОМПРЕССОРА
И ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ ВОЗДУХА К ПОТРЕБИТЕЛЮ**

С А М А Р А 2011

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

СИСТЕМЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ИЗ КОМПРЕССОРА
И ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ ВОЗДУХА К ПОТРЕБИТЕЛЮ

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

С А М А Р А
Издательство СГАУ
2011

УДК: 621.431.75

Составитель Н. И. Старцев

Рецензент: В.Н. Матвеев

Системы отбора воздуха из компрессора и транспортирования воздуха к потребителю: метод. указания / сост. Н.И. Старцев.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 78 с.: ил.

Приведены теоретические материалы, задание, методика выполнения, контрольные вопросы и пример выполнения для лабораторной работы, посвященной изучению систем отбора воздуха в ГТД и транспортирования его к потребителю.

Предназначено для студентов 2 факультета дневного и вечернего отделений.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

Методические указания по проведению лабораторной работы.....	5
Порядок выполнения работы.....	5
Пример индивидуального задания на выполнение лабораторной работы.....	6
Теоретико-справочный материал к работе.....	7
Пример выполнения работы.....	75

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ПРОВЕДЕНИЮ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Задание на лабораторную работу выдается индивидуально каждому студенту.

Лабораторная работа полностью интегрирована в Сквозной групповой курсовой проект (СГКП) и локально выполнена быть не может.

Работа носит расчетно-исследовательский характер, так как нацелена на оптимизацию системы отбора воздуха.

Работа выполняется с использованием современных информационных технологий: комплексов АСТРА-2, ХПИ, ANSYS.

Работа выполняется в аудитории (консультации, обсуждение, поиск решений) и в домашних условиях (основная часть).

Расчетная часть работы выполняется студентом самостоятельно, проверка ее выполнения является входным контролем при допуске к работе.

Отчет по лабораторной работе выполняется в соответствии с учебными стандартами и защищается публично одновременно с защитой СГКП. Защита происходит перед комиссией преподавателей-руководителей этапов СГКП по кафедрам ТДЛА, КиПДЛА и ПДЛА под председательством декана факультета.

Результатом работы является проект системы отбора воздуха от компрессора с оценкой давления, температуры, расхода воздуха и коэффициента теплоотдачи в каждой характерной точке трассы.

Лабораторная работа имеет два уровня сложности:

1 уровень. Изучить функции системы отбора воздуха из компрессора и транспортирования воздуха к потребителю в составе газотурбинного двигателя (двигатель задается преподавателем) и конструктивное исполнение данной системы.

2 уровень. Провести предварительное проектирование системы отбора воздуха из компрессора и транспортирования воздуха к потребителю газотурбинного двигателя (двигатель задается преподавателем).

Задание на лабораторную работу может содержать пункты из различных уровней сложности.

ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

1. Самостоятельно ознакомиться со свойствами системы графов.
2. Изучить учебную компьютерную программу проектирования систем отбора воздуха.
3. Создать расчетную схему и выбрать исходные данные в соответствии с индивидуальным заданием.
 - 3.1. Параметры воздуха в характерных точках линии (использовать результаты термодинамического и газодинамического расчета проектируемого двигателя в СГКП).
 - 3.2. Определить параметры воздуха по всей линии транспортирования, используя учебную компьютерную программу, в соответствии с индивидуальным заданием.
4. Провести исследование системы отбора и транспортирования воздуха в соответствии с индивидуальным заданием.
5. Выполнить пояснительную записку с чертежами (можно не в масштабе).
6. Сдать на проверку руководителю и после исправления получить разрешение на защиту работы.

ПРИМЕР ИНДИВИДУАЛЬНОГО ЗАДАНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

1. Выбрать и исследовать линию подвода обогревающего воздуха двигателя АД-83 к коку и 2/3 высоты лопатки вентилятора, и линию обдува рабочим телом кока и лопатки вентилятора.

Определить температуру стенки кока и лопатки вентилятора при $t_H = +5^\circ C$, $t_H = -20^\circ C$, $t_H = -40^\circ C$ и при разных расходах воздуха обогрева.

Построить график и выбрать расходы воздуха для температуры $t_H = -20^\circ C$ с поддержанием температуры стенки $+70^\circ C$.

2. Рассмотреть три линии подвода воздуха на охлаждение стенок маслополости средней опоры и на наддув уплотнений средней опоры.

Определить температуру стенок маслополости и диаметр труб суфлирования.

ТЕОРЕТИКО-СПРАВОЧНЫЙ МАТЕРИАЛ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

1. СИСТЕМА ВНУТРЕННЕГО ВОЗДУХОСНАБЖЕНИЯ

Определение системы внутреннего воздухоснабжения (СВВ) из [1]:

Систему внутреннего воздухоснабжения двигателя определяют те потоки, которые непосредственно не способствуют созданию тяги двигателя.

Определение СВВ из [2]:

Среди систем обеспечивающих функционирование ГТД (тот числе на объекте применения) есть ряд систем и устройств, работающих на отбираемом из газовоздушного тракта воздухе, энергия которого в последующем полностью или частично не используется для создания тяги или мощности ГТД. Совокупность этих устройств и протекающих в них потоков образуют воздушную систему ГТД, часто называемую системой вторичных воздушных потоков. При этом потоки называют вторичными потоками, а сам воздух – вторичным воздухом.

На базе описанных определений было сформировано собственное: Под системой внутреннего воздухоснабжения будем понимать совокупность воздушных потоков, использующих рабочее тело для обеспечения функционирования двигателя и всего ЛА (ЭУ), которое отбирается из проточной части АД и ЭУ и непосредственно не используется при создании тяги (мощности).

СВВ состоит из подсистем, каждая из которых выполняет свою собственную функцию. Все подсистемы взаимосвязаны либо напрямую, либо косвенно через газовоздушный тракт двигателя и стенки, передающие тепловой поток от одной системы к другой. Поэтому расчет всех подсистем целесообразно проводить в составе системы внутреннего воздухоснабжения в целом.

1.1 Классификация системы внутреннего воздухоснабжения по функциональным признакам

Отбираемый воздух из-за различных ступеней компрессора выполняет разнообразные функции:

- охлаждение;
- наддув уплотнений масляных полостей и охлаждение опор;
- разгрузка радиально-упорных подшипников от осевой составляющей силы;
- герметизация турбины НД;
- система управления радиальными зазорами в турбокомпрессоре;
- противообледенительная система двигателя;
- самолетные нужды.

Упрощенная схема классификации представлена на рисунке 1.1.

1.1.1 Охлаждение деталей горячей части двигателя

Уровень совершенства двигателя прямо пропорционален температуре газа перед турбиной. С повышением T_{Γ}^* , температура элементов, как турбины, так и компрессора также увеличиваются. Высокие температуры деталей двигателя значительно снижают способность восприятию механической нагрузки и, следовательно, ресурс детали.

Различают следующие способы охлаждения лопаток:

- конвективное охлаждение;

- конвективно-пленочное охлаждение;
- пористое охлаждение.

Способы конвективного охлаждения:

- Оребрение стенок канала;
- Столбики- турбулизаторы;
- Лунки на поверхности канала;
- Струйный обдув;
- Вихревая матрица.

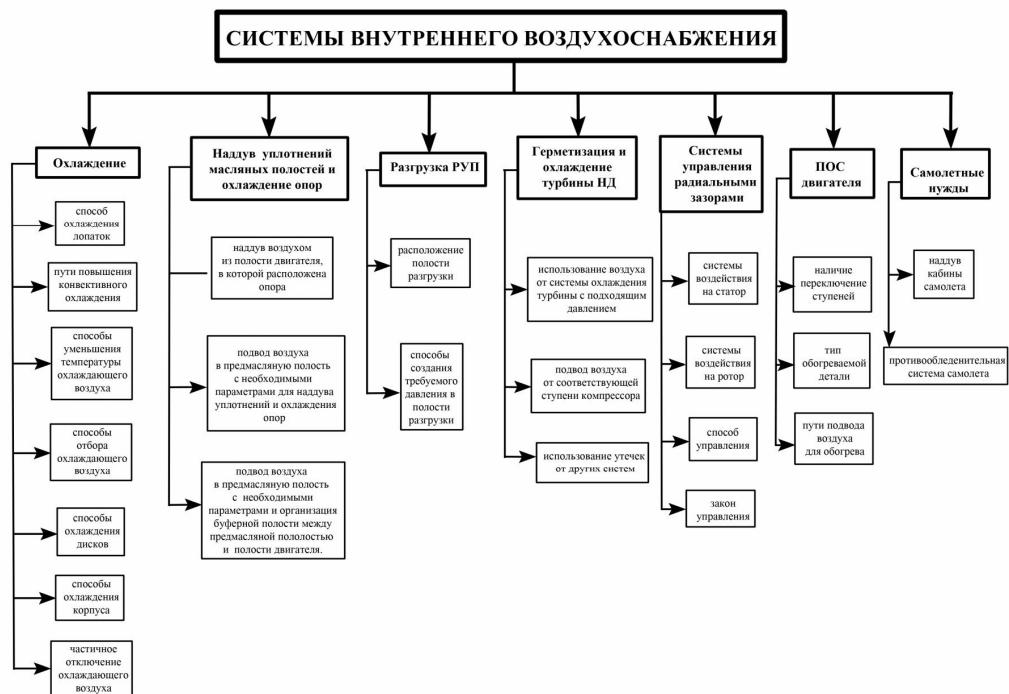


Рисунок 1.1 – Классификация СВВ

Предварительное охлаждение воздуха.

Охлаждение лопаток первой ступени турбины ВД чаще всего происходит воздухом, отбираемым из-за компрессора ВД. Температура сжатого воздуха напрямую зависит от суммарной степени повышения давления и на современных двигателях достигает существенной величины. Для снижения температуры охладителя, а следовательно и его требуемого расхода на двигателях используют следующие приемы:

- Предварительная закрутка охлаждающего воздуха;
- Использование теплообменников.

Предварительная закрутка охлаждающего воздуха.

Использование подкручивающей решетки позволяет снизить температуру воздуха на 60...90К [3], определить которое можно по следующей формуле:

$$\Delta T_p = T_C^* - T_w^* = \frac{2U \cdot C \cdot \cos \alpha - U^2}{2R \cdot k \cdot (k-1)^{-1}},$$

где C , W – скорости воздуха в абсолютном и относительном движении;

α - угол выхода потока из подкручивающей решетки.

Центробежные силы способствуют подогреву воздуха, которое может достигать величины до 70 К [3]. Предварительная закрутка в направлении вращения позволяет избежать этого повышения.

Суммарное снижение температуры воздуха при использовании подкручивающей решетки по сравнению со схемой без нее составляет [3].

$$\Delta T_{cy\mu} = \Delta T_{u.c.} + \Delta T_p = 90...160K$$

Оптимальное расположение радиуса подкручивающей решетки зависит от решения конструктора: если основной задачей является минимальная температура охладителя, то предпочтительно расположение на более высоком радиусе; если же целью является поддержание давления на выходе с минимально возможными утечками воздуха, то предпочтительно расположение на более низком радиусе.

Для уменьшения температуры воздуха поступающего на охлаждение рабочих лопаток первой ступени турбины ВД на двигателе НК-93 подкручивающая решетка расположена на периферии, а проблема повышенных утечек через лабиринтные уплотнения решена путем использования неизбежных утечек закомпрессорного воздуха (рисунок 1.2).

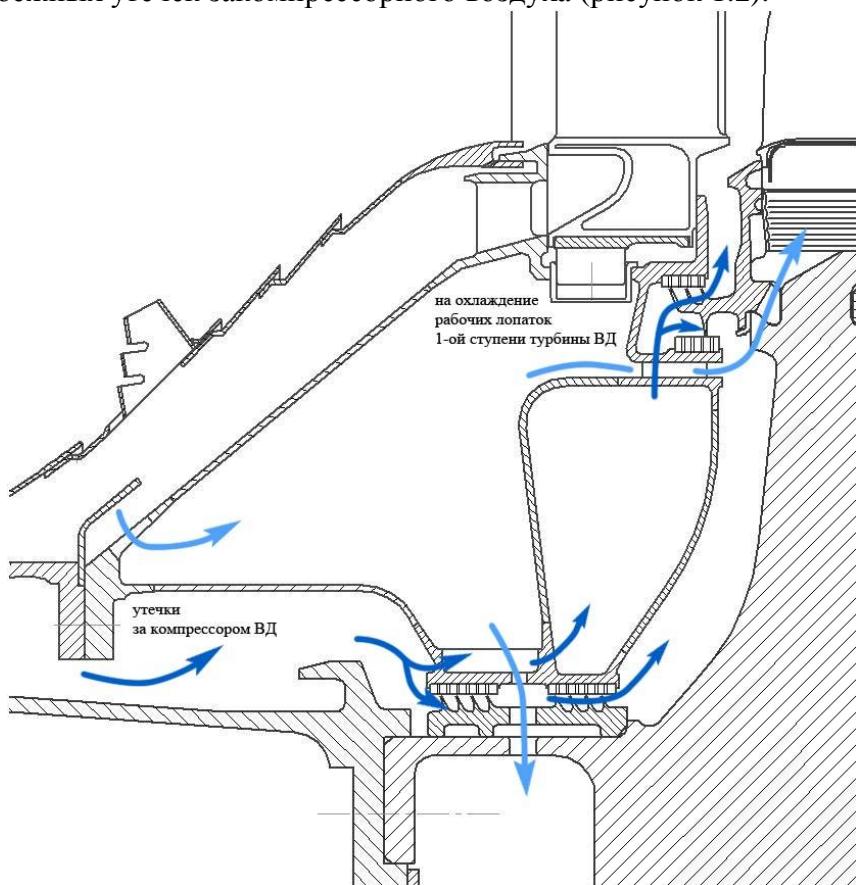


Рисунок 1.2 – Схема подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам первой ступени турбины ВД двигателя НК-93

Использование теплообменников.

Теплообменник снижает температуру охладителя воздухом наружного контура. Несмотря на загромождение второго контура и увеличение массы, установка теплообменника позволяет уменьшить удельный расход топлива. Снижение температуры воздуха в теплообменнике для двигателя Ал-31Ф составляет 150⁰С на земле и 220⁰С в полете [4].

Охлаждение дисков турбины.

Охлаждение дисков турбин преследует следующие задачи:

- 1) Уменьшение подвода тепла из проточной части к ободу диска для обеспечения необходимого коэффициента запаса прочности;
- 2) Уменьшение неравномерности температурного поля диска.

Первую задачу можно решить путем продувкой воздуха через зазоры в замках лопаток (рисунок 1.3).

Подвод воздуха к диску можно разделить на следующие схемы:

- Радиальный обдув боковой поверхности;
- Струйный обдув боковой поверхности;
- Струйно-радиальный обдув боковой поверхности;
- Продувка воздухом между диском и дефлектором.

Дефлектор может быть установлен как с одной стороны, так и с обоих (рисунок 1.3). Так же различают врачающиеся дефлекторы и неподвижные.

Частичное отключение воздуха.

Площади каналов прохода охлаждающего воздуха проектируются для максимального высокотемпературного режима работы двигателя, именно там где требуется наибольший расход охладителя. Наиболее продолжительным является режим крейсерского полета, где температура газов перед турбиной существенно меньше и, следовательно, потребный расход воздуха для охлаждения лопаток турбин так же ниже. Для повышения топливной эффективности на некоторых двигателях применяют частичное отключение охлаждающего воздуха.

Примером может служить двигатель НК-56 (рисунок 1.3), где частичное отключение охлаждающего воздуха применяется при охлаждении сопловых аппаратов и лопаток рабочего колеса первой ступени.

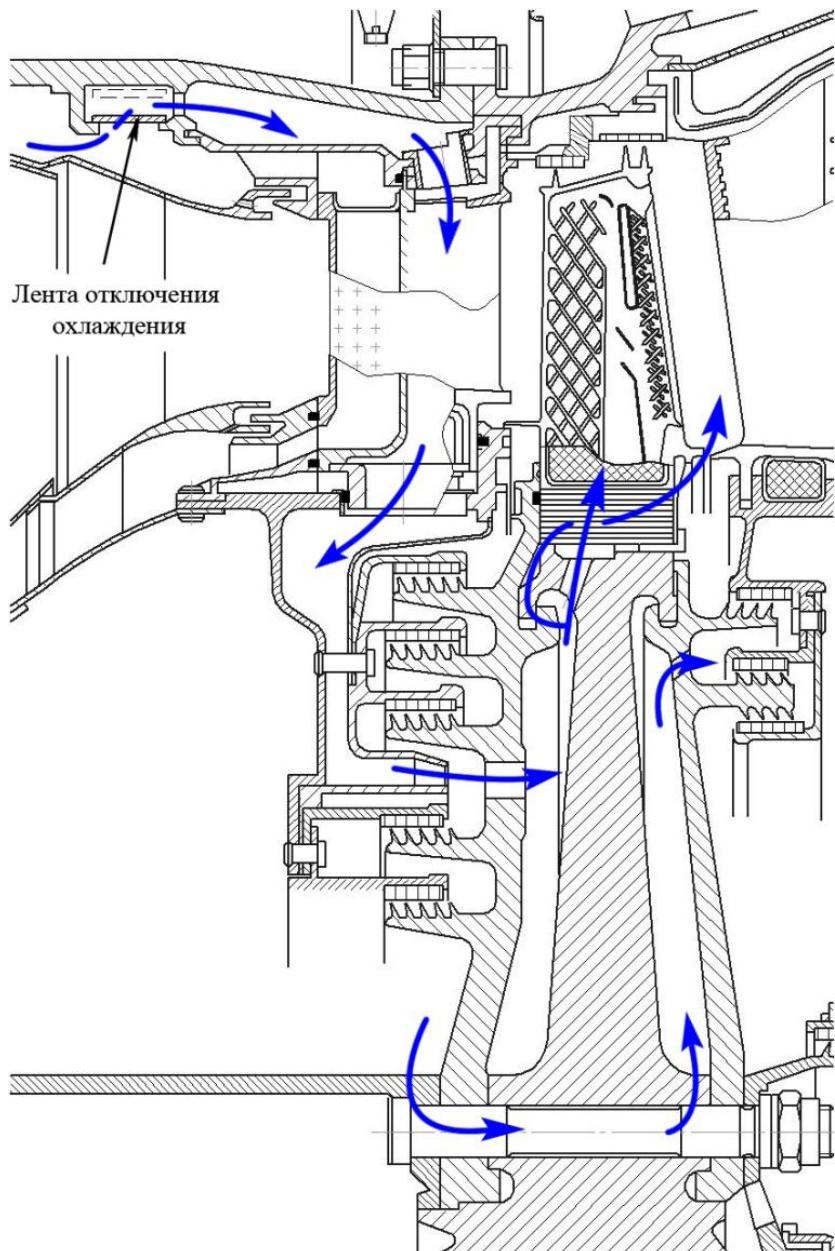


Рисунок 1.3 – Охлаждение СА и РК первой ступени турбины ВД ТРДД НК-56

1.1.2 Наддув уплотнений масляных полостей и охлаждение опор

Работоспособность опоры зависит, прежде всего, от параметров сред, окружающих и находящихся внутри масляной полости.

Величина давления воздуха, предназначенного для наддува уплотнений, должна находиться в определенном диапазоне. Нижняя граница устанавливается требованием гарантированной герметизации масляных полостей на всех режимах работы двигателя. Верхняя граница ограничивает повышенные значения расхода воздуха, поступающего в масляную полость, что в свою очередь может привести к недопустимому повышению давления в системе суфлирования, интенсивному насыщению масла водяными парами, вспениванию, окислению масла и т.д.

Температура воздуха, поступающего в масляную полость не должна превышать предельно-допустимое значение по характеристикам термоокислительной стабильности масла. Температуру стенок, омываемых маслом, по тем же причинам ограничивают до $240\text{--}300^{\circ}\text{C}$ [16].

Различают 3 типа схем наддува уплотнений масляных полостей и охлаждения опор ГТД.

Тип 1: Наддув уплотнений воздухом из полости двигателя, в которой расположена опора

Данная схема позволяет надувать уплотнения опор, находящихся в относительно холодной зоне, но имеющих давление достаточное для герметизации масляных полостей при используемом типе уплотнений на всех режимах работы двигателя. Главным преимуществом такой схемы является отсутствие необходимости в трубопроводных коммуникациях, обеспечивающих подвод воздуха.

Примеры: средняя опора ТРДД Д-30КУ, средняя опора ТРДД НК-86 и др.

Ниже представлены некоторые мероприятия, позволяющие реализовать данную схему в случаях, когда параметры воздуха в окружающей опору полости являются недопустимыми.

Опора, расположенная под камерой сгорания двигателя НК-12 надувается воздухом из-за компрессора. Это было возможно осуществить благодаря относительно низким значениям температуры воздуха. Но давление воздуха, поступающего в масляную полость, превышало допустимое значение. Уменьшение давления было осуществлено сублимированием предмасляной полости, которая является также полостью разгрузки РУП. Данное решение не является привлекательным для современных двигателей из-за выброса «дорогого» воздуха в атмосферу.

На сверхзвуковых режимах работы двигателя НК-25 за компрессором СД достигается существенное значение температуры воздуха, а рядом расположенные со средней опорой компрессора (рисунок 1.4) врачающиеся диски интенсифицируют процесс теплоотдачи от воздуха к стенкам масляной полости. В этом случае уменьшение переноса тепла от воздуха к стенкам было достигнуто установкой теплозащитных кожухов из листового материала.

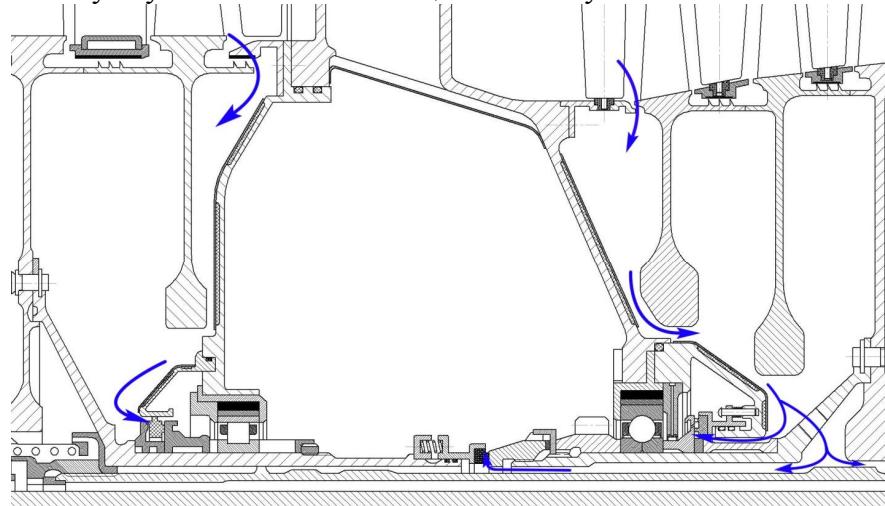


Рисунок 1.4 – Наддув уплотнений масляной полости средней опоры компрессора двигателя НК-25

Тип 2: Подвод воздуха в предмасляную полость с необходимыми параметрами для наддува уплотнений и охлаждения опор

Воздух для наддува уплотнений и охлаждения опор с необходимыми параметрами отбирается от соответствующей ступени компрессора. Схема типа 2 может использоваться, как для «холодных», так и для «горячих» опор при условии, что давление в предмасленой полости обеспечивается больше давления в масляной полости и полостях граничащих с полостью наддува. Изменение параметров воздуха возможно путем его дросселирования, охлаждения, а так же переключением ступеней.

На двигателе GE90 (рисунок 1.5) реализован вариант такой схемы на наддуве уплотнений масляной полости передней опоры.

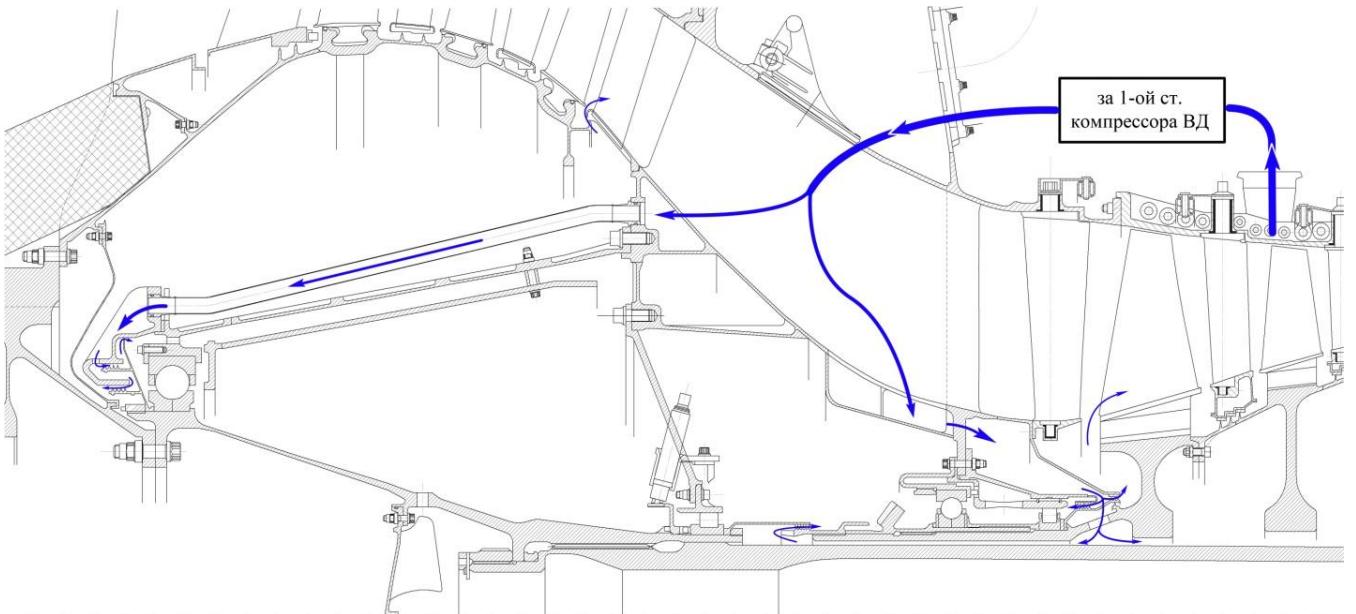


Рисунок 1.5 – Наддув уплотнений масляной полости передней опоры двигателя GE90

Переключение ступеней отбора воздуха для наддува уплотнений было реализовано на ТРДДФ АЛ-31Ф. В зависимости от режима работы двигателя клапан переключает отборы из-за второго контура (в районе 5-ой ступени компрессора ВД) и из-за 7-ой ступени компрессора ВД.

На партии двигателей ПС-90А и ПС-90А1 (более 30 двигателей по состоянию на март 2009г.) для охлаждения опоры турбины ВД используется воздух «подходящей» по уровню давления промежуточной ступени компрессора ВД с последующим его дросселированием и охлаждением в воздухо-воздушном теплообменнике ВВТ-90 (рисунок 1.6) [17]. Теплообменник был разработан на предприятии ООО «Анод-ТЦ».



Рисунок 1.6 – ВВТ-90

Тип 3: Подвод воздуха в предмасляную полость с необходимыми параметрами (давление, температура) и организация буферной полости между предмасляной полостью и полости двигателя

Схема 3-го типа аналогична по способу подвода воздуха схеме 2-го типа, за одним исключением – между предмасляной полостью (полостью наддува) и граничающей с ней полостью двигателя организована буферная полость. В этой полости, которую еще называют дренажной, создается пониженное давление путем ее сообщения с атмосферой, наружным контуром или же местом в тракте двигателя с относительно низким давлением (за турбиной низкого давления). Данная схема применяется в тех случаях, когда давление воздуха подводимого для наддува уплотнений меньше давления в граничащей полости двигателя, а подвод воздуха более высокого давления неосуществим из-за повышенных температур.

Примером применения такой схемы является наддув уплотнений опор турбин двигателя GE90 воздухом, отбираемым за первой ступенью компрессора ВД. Для избегания попадания в предмасляную полость воздуха, подводимого для охлаждения и герметизации турбины, была организована буферная полость. Воздух от трех систем (наддува уплотнений масляных полостей опоры, герметизации и охлаждения турбины НД и системы разгрузки РУП) через лабиринтные уплотнения просачивается в данную полость и сбрасывается за турбину НД. Таким образом, было уменьшено до минимума взаимное влияние рассматриваемых систем друг на друга.

Такой тип схемы очень часто используется при расположении опоры между компрессором и турбиной ВД (Олимп-593, JT9D и др.), в зоне высоких температур и давлений.

1.1.3 Разгрузка РУП

Разность осевых сил действующих на компрессор и турбину воспринимается РУП. Нагрузка, действующая на радиально-упорный подшипник должна быть в пределах 5-30кН [5]. В случае, если усилие превышает допустимое значение, то одним из путей по ее уменьшению является введение разгрузочных полостей, ограниченных уплотнениями. Разгрузочные полости могут разделяться по следующим особенностям:

- Расположение полости разгрузки:
 - в компрессоре;
 - в турбине.
- Способы создания требуемого давления в полости разгрузки:
 - подвод воздуха в полость;
 - суфлирование воздуха из полости.

Примером расположение разгрузочной полости за компрессором ВД является двигатель Р11Ф2-300. Для создания осевого усилия уменьшающего нагрузку на РУП, воздух из полости сбрасывается в атмосферу.

ТРДД GE90 является примером расположения разгрузочной полости за турбиной НД, в которую надувается воздух из-за четвертой ступени компрессора ВД.

Нагрузку, действующую на РУП, не уменьшают до нуля. Причиной этого является возможность возникновения отрицательного направления вектора усилия на подшипник. Это значительно уменьшает его ресурс и усложняет крепление в опоре.

1.1.4 Герметизация и охлаждение турбины НД

Турбина НД практически не требует охлаждения. Наиболее важной задачей является ее герметизация от утечек газа во внутренние полости двигателя. Для этих целей используется воздух различного давления. По способу его подвода используются следующие схемы:

- Использования воздуха от системы охлаждения турбины с подходящим давлением;
- Подвод воздуха от соответствующей ступени компрессора;
- Использование утечек от других систем.

Схема использования воздуха от системы охлаждения турбины с подходящим давлением и подвод воздуха от соответствующей ступени компрессора применяются чаще всего для герметизации полостей перед турбиной НД, где газ имеет большее давление. Герметизация полости за турбиной НД обычно осуществляется воздухом утечек от других систем (системы наддува уплотнений, системы охлаждения турбины НД и др.).

На двигателе GE90 герметизация полости перед турбиной НД происходит воздухом, отбиаемым за 4-ой ступенью компрессора НД, а герметизация турбины НД, в свою очередь, воздухом утечек через лабиринтные уплотнения от системы герметизации полости перед ТНД, системы наддува уплотнений масляных полостей и системы разгрузки РУП.

Подвод воздуха, отобранного перед компрессором ВД, для герметизации и охлаждения турбины НД двигателя НК-93 показан на рисунке 1.7.

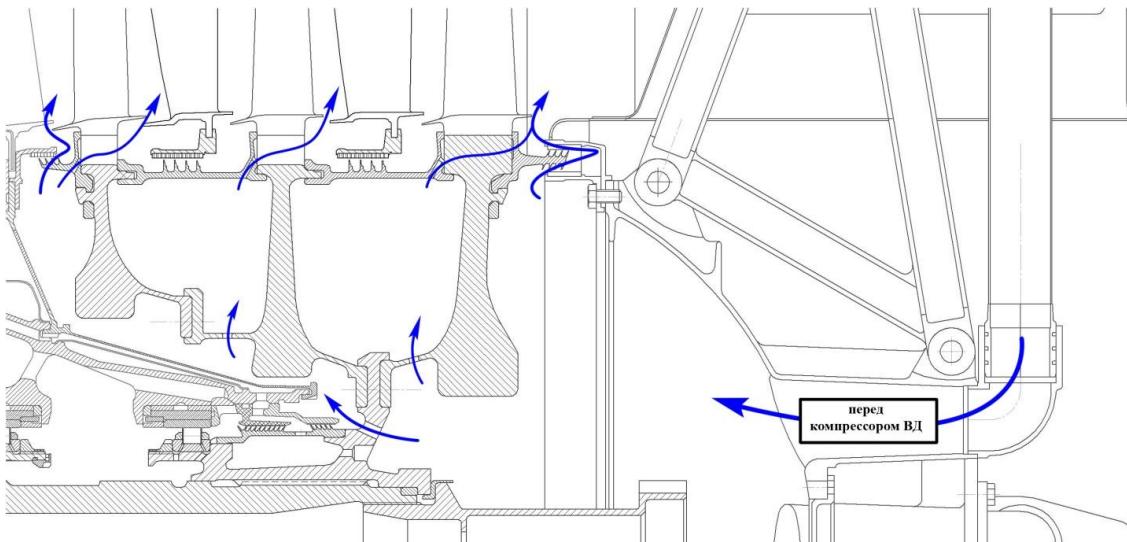


Рисунок 1.7 – Система герметизации и охлаждения турбины НД ТВВД НК-93

1.1.5 Система управления радиальными зазорами

Топливная экономичность двигателя тесно связана с совершенством составляющих его узлов. На КПД компрессора и турбины весьма существенное влияние оказывают значения радиальных зазоров между элементами ротора и статора. Зазоры назначают таким образом, чтобы исключить соприкосновение неподвижных и подвижных деталей ГТД и уменьшить до минимума врезание гребешков уплотнений в срабатываемые покрытия. При работе на крейсерском режиме турбокомпрессор имеет не оптимальные величины радиальных зазоров, поэтому проблема минимизации зазоров на этом режиме является актуальной.

Из системы управления радиальными зазорами можно выделить следующие виды:

- Системы воздействия на статор.

Большинство двигателей, имеющих системы управления радиальными зазорами, применяют системы, воздействующие на температурное состояние статорных деталей путем управлением количеством воздуха, используемого для их обдува. Такие системы нашли свое применение в компрессоре ВД (ТРДД ПС-90 и др.), турбине ВД (ТРДД GE90, ТРДД ПС-90 и др.), но наибольшие успехи достигнуты в турбинах низкого давления (ТРДД GE90, ТРДД ПС-90, CFM-56 и др.)

- Системы воздействия на ротор.

Расчетный анализ конструкций компрессоров показывает, что принудительный обдув полотен дисков малым расходом воздуха ($\leq 2\%$) позволяет существенно сблизить темпы прогрева ротора и статора [6]. На серийных двигателях CF6-80 и PW4000 реализован способ обдува дисков роторов воздухом.

- Способы управления:

- активные системы управления радиальными зазорами;
- пассивные системы управления радиальными зазорами.
- Законы управления:
 - двухпозиционный;
 - управления расходом воздуха по заранее установленной модели;
 - использование системы обратной связи.

1.1.6 ПОС двигателя

Для предотвращения обледенения кока, входного направляющего аппарата и приемников температур и давления отбирается воздух от промежуточных ступеней или за компрессором ВД.

Двигатели, имеющие ВНА, требуют его обогрева на высотных режимах работы для защиты от обледенения. «Горячий» воздух, проходящий через пустотелые ВНА далее обычно используется для обогрева кока. Примерами такого исполнения могут служить двигатели SPEY25, Д-30КУ, АЛ-31Ф, НК-86 и др.

Для обогрева кока двигателей, которые не имеют ВНА из-за требования соблюдения уровня шума, воздух проходит через внутренние полости двигателя (Д-36, ПС-90 и др.).

На некоторых двигателях (АЛ-31Ф, ПС-90 и др.) присутствует переключение ступеней отбора воздуха для нужд ПОС в зависимости от режима работы.

1.1.7 Самолетные нужды

Воздух для нужд самолета подводится обычно для наддува кабины самолета, противообледенительной системы самолета и др.

1.2 Типовые элементы системы внутреннего воздухоснабжения

Сочетание множества каналов определяет систему внутреннего воздухоснабжения в целом. Современные авиационные газотурбинные двигатели содержат до 1500-2000 элементарных каналов [19]. Многообразие каналов существенно затрудняет расчет и анализ воздушных систем. Выделение в СВВ подобных между собой конструктивных элементов, в которых процессы течения воздуха и теплообмена могут быть описаны соответственно одинаковыми зависимостями, позволяет представить любую сложную систему в виде соответствующим образом соединенных между собой типовых элементов.

Выделение элементов должно быть не только по геометрическим характеристикам и схеме течения воздуха, но и по наличию в специальной литературе данных о количественных закономерностях, происходящих в них процессов теплообмена и аэродинамики.

Некоторые типовые элементы системы внутреннего воздухоснабжения с зависимостями, для определения числа Nu, представлены в таблице 1.1 [7, 8, 14].

Таблица 1.1 – Типовые элементы СВВ

№	Наименование элемента	Зависимости, определяющие Nu_{cp}
1	Круглый	<p>Ламинарный режим</p> <p>если $\left(\text{Re} \frac{d_T}{l} \right) > 12$, то</p> $Nu_{cp} = 1,61 \cdot \left(\text{Re} \frac{d_T}{l} \right)^{\frac{1}{3}} \cdot \text{Pr}^{\frac{1}{3}} \cdot \varepsilon_{cp};$ <p>если $\left(\text{Re} \frac{d_T}{l} \right) \leq 15$, то $Nu_{cp} = 3,66$, при ($t_w = const$);</p> <p>$Nu_{cp} = 4,36$, при $q_w = const$</p> <p>Переходный режим</p> $Nu_{cp} = 21,2 \cdot \left(\text{Pr} \frac{d_T}{l} \right)^{\frac{1}{3}} \cdot \left(\frac{\text{Re}}{2300} \right)^{\lg\left(\frac{l}{d_T}\right)}$ <p>Турбулентный режим</p> $Nu_{cp} = 0,0212 \cdot \text{Pr}^{0,43} \cdot \varepsilon_{cp} \cdot \text{Re}^{0,8}$
2	Плоский	<p>Ламинарный режим</p> <p>если $\left(\text{Re} \frac{d_T}{l} \right) \leq 140$, то $Nu_{cp} = 8,3 \text{Pr}^{0,333}$;</p> <p>если $140 < \left(\text{Re} \frac{d_T}{l} \right) < 560$, то $Nu_{cp} = 4,13 \text{Pr}^{0,333} \left(\text{Re} \frac{d_T}{l} \right)^{0,18}$;</p> <p>если $\left(\text{Re} \frac{d_T}{l} \right) \geq 560$, то $Nu_{cp} = 1,4 \text{Pr}^{0,333} \left(\text{Re} \frac{d_T}{l} \right)^{0,4} \varepsilon_t$</p> <p>Переходный режим</p> $Nu_{cp} = 0,0000512 \text{Pr}^{0,333} \text{Re}^{1,5}$ <p>Турбулентный режим</p> $Nu_{cp} = 0,0212 \cdot \text{Pr}^{0,43} \cdot \varepsilon_{cp} \cdot \text{Re}^{0,8}$
3	Кольцевой	То же, что и для плоского канала

4	Полость между вращающимися дисками	<p>Течение между диском и корпусом от центра к периферии</p> $Nu_{cp} = 0,0309(n+2,6)^{0,3} \Pr^{0,6} \operatorname{Re}_2^{0,8} K_{V1}^{-0,1} \left(\frac{r_1}{r_2} \right)^{0,3} \left(\frac{S}{r_2} \right)^{0,06}$ <p>Течение от периферии к центру между диском и корпусом</p> $Nu_M = 0,0323(n+2,6)^{0,2} \Pr^{0,6} \operatorname{Re}_M^{0,8} K_{V1}^{-0,33} \left(\frac{S}{r_1} \right)^{0,06}$
		<p>Течение между двумя вращающимися дисками от центра к периферии</p> <p>если $\frac{S}{r_1} < 0,045$, то принимается $\frac{S}{r_1} = 0,045$;</p> <p>если $0,045 \leq \frac{S}{r_1} \leq 0,18$, то</p> $Nu_M = 0,0355(n+2,6)^{0,2} \Pr^{0,6} \operatorname{Re}_M^{0,8} \left(\frac{S}{r_1} \right)^{0,333} \cdot V_M ;$ <p>если $\frac{S}{r_1} > 0,18$, то</p> $Nu_M = 0,0198(n+2,6)^{0,2} \Pr^{0,6} \operatorname{Re}_M^{0,8} \cdot V_M$
		<p>Течение двумя вращающимися дисками от периферии к центру</p> <p>если $\operatorname{Re}_M \leq \operatorname{Re}_{kp}$, то</p> $Nu_M = 1,73(n+2,6)^{0,2} \Pr^{0,6} \operatorname{Re}_M^{0,8} K_{V1}^{-0,87} \left(\frac{S}{r_1} \right)^{0,65} \left(\frac{r}{r_1} \right)^{-1,2} ;$ <p>если $\operatorname{Re}_M > \operatorname{Re}_{kp}$, то</p> $Nu_M = 0,0552(n+2,6)^{0,2} \Pr^{0,6} \operatorname{Re}_M^{0,85} K_{V1}^{-0,22} \left(\frac{S}{r_1} \right)^{0,42} \left(\frac{r}{r_1} \right)^{-1,4}$
4	Полость между вращающимися дисками	<p>Течение между диском и корпусом от центра к периферии с дополнительным струйным обдувом полотна диска на радиусе R струй (рассматривается только зона струйного обдува)</p>

		$Nu_{cp} = 1,26(a^{2.5} \text{Re}_0^2 + b^{2.5} \text{Re}_{\omega}^2)^{0.4} \text{Pr}^{0.6}$
		Течение между корпусом и диском от центра к периферии выше зоны струйного обдува диска $Nu_M = 1,26 \text{Pr}^{0.6} (a^{2.5} \text{Re}_0^2 + b^{2.5} \text{Re}_{\omega}^2)^{0.4}$
5	Межвальная полость	—
6	Уплотнение	—
7	Подкручувающая решетка	—
8	Каналы расположенные в охлаждающей лопатке	—
9	Плоский канал со столбиками турбулизаторами	<p>По методике ЦИАМ</p> $Nu_{cp} = C \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot \text{Re}^n \text{Pr}^{0.43}$ <p>По методике НЗЛ</p> $Nu_{cp} = 0,036 \text{Re}^{0.8} \left(\frac{d_{cm}}{h} \right)^{0.18} \left(\frac{S}{d_{cm}} \right)^{-0.33} n^{0.22};$
10	Каналы расположенные в матричной системе охлаждения лопатки	—
11	Участок входной кромки охлаждающей дефлекторной	—

	лопатки	
12	Зона струйного обдува входной кромки охлаждае мой лопатки через систему отверстий , выполнен ных в дефлекто ре	<p>По методике ИТТФ</p> $Nu_{cp} = 0,0448 \Pr^{0,43} \text{Re}^{0,98} \left(\frac{l}{b} \right)^{-0,6}$
13	Система отверстий струйного обдува поверхности при наличии автономного сносящего потока	<p>По методике КАЗ</p> $Nu_{cp} = 0,0835 \text{Re}_{cp}^{0,7} \left(\frac{d}{H} \right)$
14	Участок плоского канала, обдуваемого системой струй при наличии автономного сносящего потока	—
15	Дроссели	—

1.3 Анализ уплотнений различных систем двигателя

Основными элементами системы внутреннего воздухоснабжения, которые отвечают за разделение сред с различными параметрами рабочего тела и уменьшение утечек из проточной части двигателя являются уплотнения.

Уплотнительное устройство или уплотнение – устройство для разделения сред, предотвращения или уменьшения до допускаемых пределов утечки сред через подвижные или разъемные неподвижные соединения [9].

Классификация уплотнительных устройств дана в [9, 10].

Разделим уплотнения ГТД на следующие группы:

- в составе проточной части;
- в составе масляных полостей подшипниковых опор;
- в составе разгрузочных полостей;
- в составе опор двигателя;
- в составе систем охлаждения;
- в составе систем герметизации турбины НД.

На рисунке 1.8 показаны выделенные группы уплотнений на модели ТРДД GE90, откуда видно, что двигатель имеет 47 уплотнений между элементами ротора и статора.

Ниже представлено описание некоторые из групп уплотнений.

1.3.1 Уплотнения проточной части двигателя

Уплотнения проточной части двигателя предназначены для уменьшения перетекания рабочего тела из области повышенного давления в область пониженного давления и для снижения утечек из газовоздушного тракта, которые, как правило, снижают КПД двигателя. Уменьшение утечек и перетечек воздуха (газа) в проточной части двигателя ведет к повышению эффективности ГТД как тепловой машины. Однопроцентная утечка воздуха из-за компрессора ВД на двигателе ПС-90А, например, ведет к увеличению расхода топлива на 0,72% (при поддержании тяги двигателя постоянной), а на взлетном режиме к увеличению температуры газов перед турбиной на 0,72% (от температуры газов перед турбиной в градусах Кельвина) [2].

1.3.2 Уплотнения масляных полостей

При работе двигателя происходит потеря масла в проточную часть двигателя, а так же выброс в атмосферу мелко распыленных частиц масла из супфилируемых полостей. Утечки возникают в местах стыков подвижных и не подвижных элементов опор. При наддуве уплотнений в масляные полости поступают воздух и газ, которые дополнительно нагревают масло и увеличивают массу воздуха, удаленного при супфилировании. Расход масла существенно зависит от степени совершенства конструкций уплотнений масляных полостей.

Уплотнения масляных полостей разделяют на контактные и бесконтактные [2].

К контактным уплотнениям относятся: металлические кольцевые, радиальные секционные графитовые, торцовые контактные уплотнения

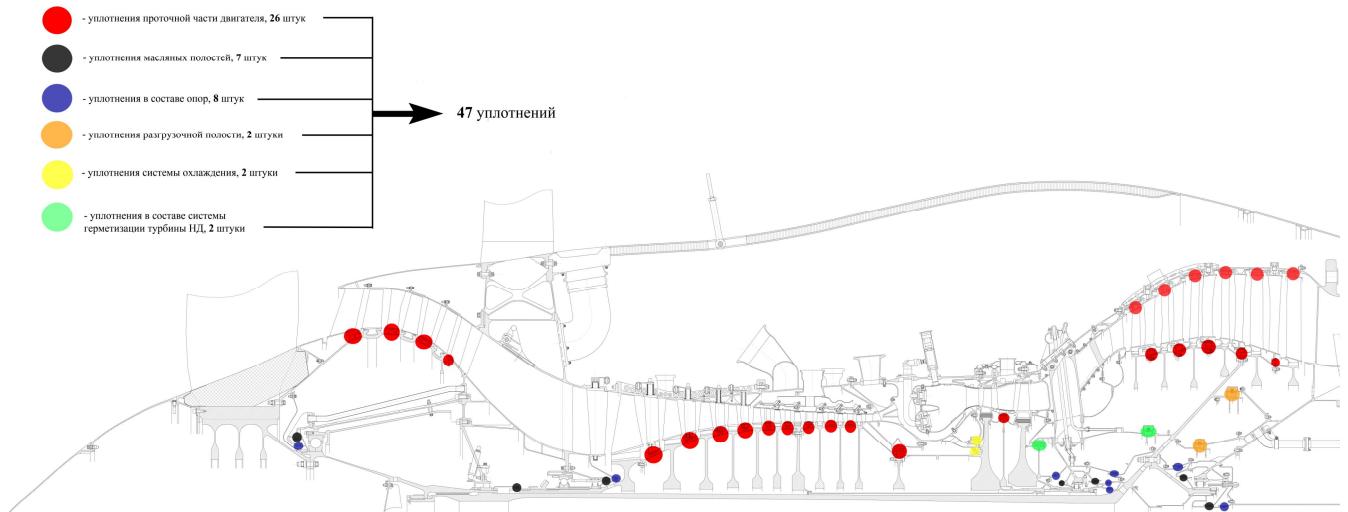


Рисунок I.8 – Уплотнения в составе модели ТРДД GE90

(ТКУ), радиально-торцовые контактные уплотнения (РТКУ). Они обеспечивают требуемую герметичность масляных полостей опор роторов ГТД, обладают незначительными потерями на трение и необходимой надежностью, но по-разному чувствительны к перепадам давления и температуре окружающего воздуха, к величине окружной скорости скольжения в контакте.

К бесконтактным уплотнениям относятся: лабиринтные уплотнения, торцовые графитовые бесконтактные, маслоотгонные винтовые втулки в виде многозаходной резьбы, маслоотражательные кольца.

1.3.3 Уплотнения в составе разгрузочной полости

Уплотнения играют существенную роль в системах разгрузки радиально-упорных подшипников от действия осевых сил. Например, для ГТД с $\pi_k^* = 25 - 26$ с расходом воздуха через компрессор 100 кг/с отклонение давления в полостях разгрузки перед турбиной от расчетной величины на 8-10% может привести к изменению осевого усилия на упорный подшипник на 50-70кН. [3]

1.4 Анализ конструкций систем внутреннего воздухоснабжения авиационных двигателей и энергетических установок

1.4.1 ТРДД ПС90А

Схема ТРДД ПС90А представлена на рисунке 1.9.

ОТБОРЫ ИЗ НАРУЖНОГО КОНТУРА:

- На продувку воздухо-воздушного теплообменника (ВВТ) СКВ самолета.
- На продувку воздухо-масляных теплообменников маслосистем двигателей и гидропривода генератора переменного тока системы энергоснабжения самолета.
- На вентиляцию подкапотного пространства газогенератора.
- На продувку стоек задней опоры.

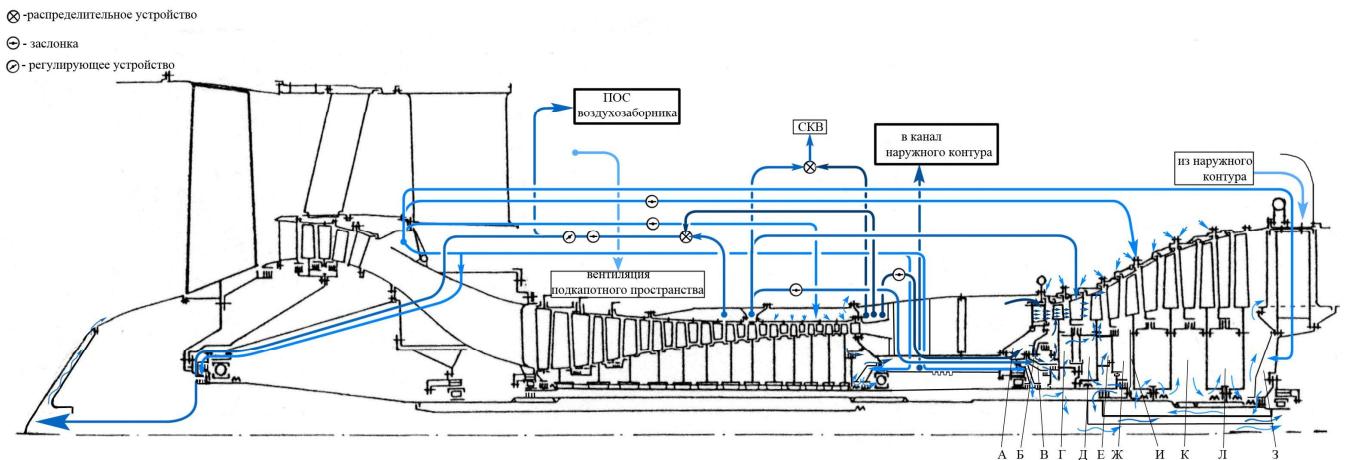


Рисунок 1.9 – ТРДД ПС90А

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ПОДПОРНЫХ СТУПЕНЕЙ:

- На охлаждение ТНД.

Детали ротора ТНД охлаждаются воздухом, который подается по двум трубопроводам к стойкам задней опоры. Через стойки задней опоры, трубопроводы задней опоры, отверстия в корпусе задней опоры и фланце лабиринта воздух поступает в полость З. Часть воздуха из этой полости через лабиринтное уплотнение идет на охлаждение задней стороны диска 6-й ступени. Большая же часть воздуха из этой полости по каналу, образованной трубой и валом, попадает в полость И между дефлектором и диском 3-й ступени, охлаждая переднюю сторону диска. Поверхность остальных дисков охлаждается воздухом, который протекает из одной междисковой полости в другую: из полости И в полость К и далее из К в Л. Из полости Л воздух через отверстия во фланце диска 6-й ступени вытекает в газовый тракт турбины.

- На наддув уплотнений масляных полостей и охлаждение подшипниковых опор.

Опора ротора ТВД надувается воздухом, который подается по трубам через стойки в камере сгорания. Часть его надувает лабиринт масляной полости и поступает через кожух вала на суживание, часть идет на охлаждение межвальевого пространства через отверстие в валу ТВД и сбрасывается через отверстие в валу ТНД на срез сопла.

Задняя опора КВД. Для уменьшения теплоотдачи в масло стенка переднего фланца лабиринта имеет слой теплоизоляции, удерживаемый кожухом. Между стенками фланцев лабиринтов образована полость, которая обдувается воздухом.

- На охлаждение корпусов компрессора и турбины в системе САУРЗ КВД и турбины.

В КВД охлаждающий воздух через трубопровод подается в корпус обдува и через несколько рядов отверстий в его внутреннем кожухе направляется на задний корпус КВД, а затем выводится через специальные отверстия возле фланцев корпуса обдува в наружный контур.

Для охлаждения корпусов *турбины* отбирается воздух из-за подпорных ступеней. Управление осуществляется с помощью заслонок, которые имеют два положения: открытое и закрытое. Наружные кольца сопловых аппаратов 3-5-й ступеней, так же как 1-й и 2-й ступеней ТВД, имеют «душевое» охлаждение воздухом, поступающим через 14 коллекторов системы активного управления радиальными зазорами. Наружное кольцо СА 6-й ступени охлаждается воздухом наружного контура.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ШЕСТОЙ СТУПЕНИ (на режимах при $n_2 \text{физ} > 10000 \text{об/мин}$):

- На ПОС воздухозаборника.

- На обогрев кока и приемников температуры и давления на входе в двигатель.
- На эжекторы дренажной системы двигателя.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА СЕДЬМОЙ СТУПЕНИ:

- На охлаждение 2-ой ступени ТВД.

Для охлаждения лопаток СА 2-й ступени оказалось возможным использовать воздух более низкого давления и температуры. Температура охлаждающего воздуха из-за 7-й ступени КВД составляет около 350 °С, поэтому его использование для охлаждения более эффективно. Для охлаждения рабочих лопаток и диска 2-й ступени воздух отбирается по трубопроводам, через отверстия в опоре, кожухе и фланце лабиринта поступает в полость В. Из полости В через отверстия в лабиринте, омывая ступицу диска 1-й ступени, через отверстия во фланце диска, воздух поступает в полость Г и охлаждает заднюю стенку диска. Из полости Г через отверстия в промежуточных дисках воздух поступает в полость Д и через отверстия в заднем промежуточном диске часть воздуха поступает к рабочим лопаткам 2-й ступени. Другая часть воздуха омывает и охлаждает переднюю сторону и ступицу диска 2-й ступени, поступает в полость Е и охлаждает заднюю сторону диска и дефлектор. Из полости Е воздух также поступает к лопаткам.

Для предотвращения попадания газа в межвальновое пространство часть воздуха из полости Д через отверстия в гайке и лабиринте поступает в полость Е, где давление больше, чем в полости Ж за третьим сопловым аппаратом. Из полости Е через отверстия в межвальновом лабиринте и в валу ТНД воздух выходит по трубке в реактивное сопло.

- На СКВ самолета ТУ-204 и ИЛ-96-300.
- На наддув бака гидросистемы самолета ИЛ-96-300.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ТРИНАДЦАТОЙ СТУПЕНИ:

- На охлаждение 1-ой ступени ТВД.

Для охлаждения сопловых лопаток 1-й ступени турбины высокого давления используется воздух с наиболее высоким давлением. Температура охлаждающего воздуха из-за КВД составляет 570 °С, т.е. на 720 ° ниже, чем температура газа на входе в турбину. Воздух высокого давления для охлаждения диска и рабочих лопаток 1-й ступени ТВД по трубопроводам подается в полость А. Из полости А воздух попадает в полость Б, проходит между стенками дефлектора и диска и далее поступает в рабочие лопатки 1-й ступени.

- На систему СКВ самолета ТУ-204 (на низких режимах работы).
- На ПОС воздухозаборника (на режимах при $n_2 \text{ физ} < 10000 \text{ об/мин}$).
- На обогрев кока и приемников температуры и давления на входе в двигатель (на режимах при $n_2 \text{ физ} < 10000 \text{ об/мин}$).
- На эжекторы дренажной системы двигателя (на режимах при $n_2 \text{ физ} < 10000 \text{ об/мин}$).
- На эжекторы системы воздушного охлаждения электронного блока БППД2-1 системы контроля параметров двигателя (на режимах при $n_2 \text{ физ} < 10000 \text{ об/мин}$).

1.4.2 ТРДДсм SPEY 25

Схема ТРДДсм SPEY 25 представлена на рисунке 1.10.

ОТБОР ЗА КОМПРЕССОРОМ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Наддув ПМП задней опоры КНД.

Отбираемый воздух через отверстия в кольце лабиринтного уплотнения попадает в ПМП задней опоры КНД

- Наддув ПМП передней опоры КНД.

Из ПМП задней опоры КНД через отверстия в цапфе вала воздух попадает в полость внутри барабана КНД и затем через отверстия в ПМП передней опоры КНД. Далее через зазоры в лабиринтном уплотнении воздух попадает в ГВТ.

ОТБОР ЗА КОМПРЕССОРОМ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Отбор на самолетные нужды.
- Обогрев обтекателя и передних стоек.

Отбираемый воздух по трубопроводам обвязки поступает в полости в передних стойках. Далее этот воздух попадает в полость между двумя стенками обтекателя и затем через отверстия в периферийной части обтекателя попадает в ГВТ.

- Наддув ПМП РУП КВД.

Отбираемый воздух через отверстия за спрямляющим аппаратом попадает в полость под диффузором камеры сгорания и затем попадает в ПМП РУП КВД.

- Наддув ПМП передней опоры КВД.

Воздух из ПМП РУП КВД через отверстия в валу КВД поступает в полость внутри вала ВД и далее через отверстия в передней цапфе вала ВД поступает в ПМП передней опоры КВД и затем через зазоры в лабиринтном уплотнении попадает в ГВТ.

- Наддув ПМП роликового подшипника опоры под КС.

Отбираемый воздух по трубкам поступает в ПМП роликового

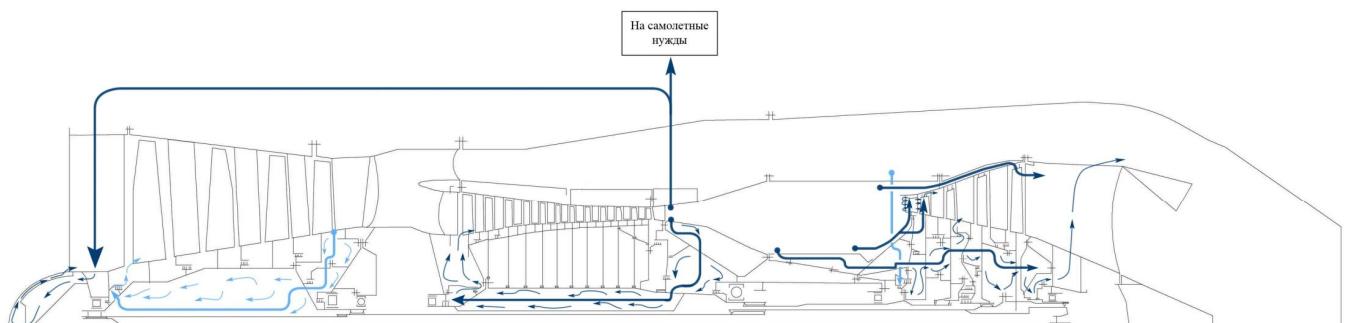


Рисунок 1.10 – ТРДДсм SPEY25

подшипника опоры под КС.

- Охлаждение первого СА.

Отбираемый воздух попадает во внутренние полости лопаток первого СА и поступает в ГВТ через отверстия в передней и задней кромках лопаток, охлаждая их.

- Охлаждение первого РК.

Отбираемый воздух через отверстия попадает в полость спереди первого диска РК ТВД и затем через сверления в ободе диска и замках лопаток поступает на охлаждение. Охлаждающий воздух попадает в ГВТ через отверстия в периферийных частях лопаток.

- Охлаждение дисков турбины и наддув ПМП задней опоры турбины.

Отбираемый воздух по трубкам попадает в полость между внутренним корпусом КС и масляной полостью опоры под КС. Далее этот воздух через отверстия в дисках ТВД, отверстия в кольце лабиринтного уплотнения и отверстия в дисках ТНД поступает в ПМП задней опоры ТНД и, затем, пройдя внутри задних стоек попадает во второй контур.

- Охлаждение корпуса турбины.

Отбиаемый воздух попадает в полость между двумя стенками корпуса турбины и затем через отверстия в задней части корпуса попадает в ГВТ.

1.4.3 ТВД НК-12

Схема ТВД НК-12 представлена на рисунке 1.11.

ОТБОРЫ ИЗ АТМОСФЕРЫ:

- Охлаждение корпуса турбины в системе САУРЗ

Кожух турбины предохраняет самолетные детали от воздействия высокой температуры статора турбины. Одновременно с помощью кожуха статор, детали задней опоры и задний подшипник ротора охлаждаются

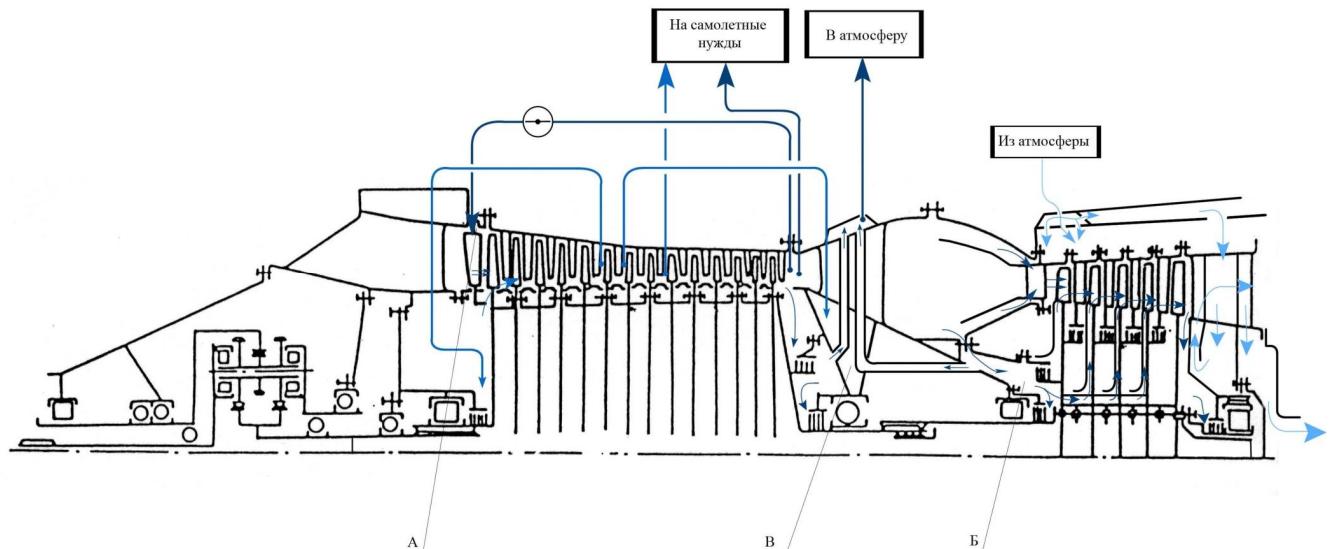


Рисунок 1.11 – ТВД НК-12

атмосферным воздухом, входящим под действием скоростного напора под кожух.

Атмосферный воздух из кольцевого воздухосборника поступает по отверстиям в полость, ограниченную кожухом и наружными кольцами сопловых аппаратов. Проходя над наружными кольцами, воздух охлаждает их, затем используется на охлаждение газоотводящей трубы. Из кольцевого воздухосборника атмосферный воздух поступает по коробчатым ребрам кожуха внутрь четырех боковых ребер задней опоры, а затем в полость над корпусом подшипника. Воздух выходит через окна в стыке крышки с передним фланцем внутреннего корпуса в полость, ограниченную внутренним корпусом. Из этой полости охлаждающий воздух через трубу подается в газоотводящую трубу.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ПЯТОЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА:

- Наддув лабиринтного уплотнения переднего роликового подшипника компрессора.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ВОСЬМОЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА:

- На самолетные нужды

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ЧЕТЫРНАДЦАТОЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА:

- На самолетные нужды

- На обогрев ВНА

Воздух, обогревающий ВНА, отбирается через два патрубка и по трубопроводу подается клапану отбора воздуха, через трубопроводы и два отверстия - в кольцевую полость в картере

редуктора (А), куда своими полыми цапфами входят обогреваемые лопатки ВНА, по сверлениям в периферийной части лопаток воздух попадает в канал проходящий вдоль передней кромки лопаток, и обогревает их. Из лопаток через отверстия в нижних концах горячий воздух выходит в проточную часть двигателя.

- Надув лабиринтного уплотнения заднего шарикового подшипника компрессора.

Для снижения температуры стенок масляной полости промежуточная полость (В) продувается воздухом, подводимым из-за 6 ступени компрессора. Отвод воздуха осуществляется через дренажное отверстие штуцера, ввернутого в бобышку нижнего ребра. Со стороны компрессора лабиринтное уплотнение отделяет полость высокого давления (находится под давлением воздуха, выходящего из компрессора) от полости, в которой устанавливается низкое давление вследствие супфлирования из нее воздуха.

- Охлаждение 1-ой ступени турбины

Вторичный воздух поступает в полость между двумя лабиринтами на входной стороне колеса I ступени турбины и из нее проходит под дефлектор I ступени к диску I ступени турбины. При охлаждении лопаток соплового аппарата I ступени вторичный воздух входит через наружный торец лопатки внутрь дефлектора, охлаждает входную кромку и выходит через прорези в выходной кромке в газовый тракт.

- Охлаждение 2,3,4-ой ступеней турбины

Вторичный воздух через отверстия попадает в полость между конической балкой и направляющим кожухом. Затем через пазы лабиринта воздух попадает в полость (Б) откуда отбирается для охлаждения дисков и замков рабочих лопаток первых четырех ступеней турбины.

К каждому из дисков - II, III, IV ступени турбины охлаждающий воздух подводится по шести трубкам с отверстиями. Из-под дефлекторов охлаждающий воздух через зазоры в замке крепления лопаток выходит в газовый тракт.

1.4.4 ТРДД Д-30КУ

Схема ТРДД Д-30КУ представлена на рисунке 1.12

ОТБОРЫ ИЗ НАРУЖНОГО КОНТУРА:

- На самолетные нужды
- На надув уплотнений масляных полостей и охлаждение подшипников опор.

Для наддува лабиринтного уплотнения роликоподшипника ТВД и для продувки вала ТНД воздух подводится по трубопроводу в заднюю полость кожуха вала. Далее, через отверстия во фланце кожуха вала, фланце опоры роликоподшипника, фланцах лабиринтов и через отверстия во втулке и валу ТВД, воздух поступает в полость между валами ТВД и ТНД, наддувая лабиринтное уплотнение переднего роликоподшипника ТНД. Часть воздуха проходит через отверстия в валу ТНД, попадая внутрь вала. Затем через отверстия в конусе сопла воздух выводится в атмосферу.

Надув задней опоры турбины НД осуществляется воздухом из наружного контура, подводимым через шесть заборников по полым стойкам корпуса задней опоры непосредственно к лабиринтным уплотнениям указанной опоры.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНИ КНД:

- На надув уплотнений масляных полостей и охлаждение подшипников опор.

Передняя опора КНД надувается воздухом, который подается по трубам через стойку НА.

Задняя опора КНД надувается воздухом, проходящим через кольцевой зазор между ротором и направляющим аппаратом 3-ей ступени непосредственно к крышке лабиринта заднего подшипника КНД.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ВНА КВД:

Наддув лабиринтного уплотнения передней опоры ротора КВД

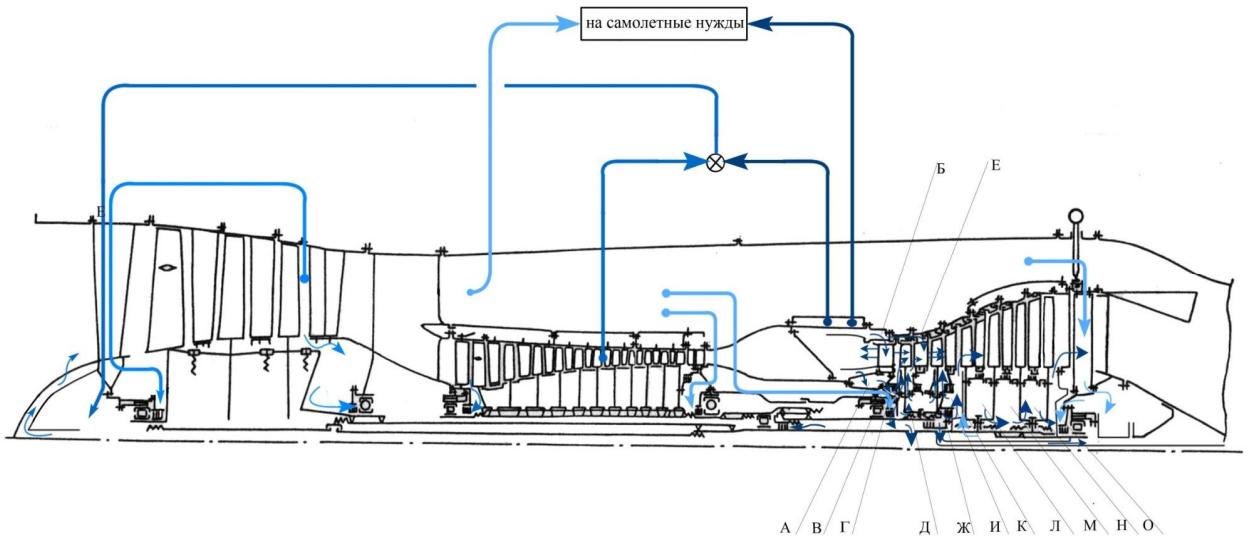


Рисунок 1.12 – ТРДД Д-30КУ

осуществляется воздухом, прорывающимся через кольцевую щель непосредственно к лабиринтному уплотнению.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ШЕСТОЙ СТУПЕНИ КВД:

- Обогрев 26 лопаток ВНА КНД и кока двигателя. Переключение отбора производится автоматически в зависимости от частоты вращения ротора КВД.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ОДИННАДЦАТОЙ СТУПЕНИ КВД:

- На самолетные нужды
- Обогрев 26 лопаток ВНА КНД и кока двигателя. Переключение отбора производится автоматически в зависимости от частоты вращения ротора КВД.

ОТБОРЫ ИЗ ПОЛОСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ:

- Для охлаждения сопловых лопаток 1-ой и 2-ой ступеней

Воздух высокого давления для охлаждения сопловых лопаток первой ступени отбирается из полости камеры сгорания, поступает в полость Б, расположенную между коллектором и наружным кольцом соплового аппарата первой ступени, и через отверстия в наружном кольце попадает во внутренние полости дефлекторов сопловых лопаток и на охлаждение ребра верхних полок сопловых лопаток первой ступени. Из полости Б воздух также поступает в полость между наружным кольцом и вставками разрезного кольца, охлаждая последние, и выходит в проточную часть через отверстия во вставках. Пройдя через отверстия в поверхности переднего дефлектора, воздух охлаждает внутреннюю поверхность, а выходя через отверстия во входной кромке, создает пленочное охлаждение наружной поверхности передней части сопловой лопатки, через отверстия в поверхности заднего дефлектора воздух охлаждает внутреннюю поверхность задней части сопловой лопатки и, выходя через щель, создает одностороннее пленочное охлаждение выходной кромки сопловой лопатки. Для охлаждения сопловых лопаток второй ступени воздух из полости Б по перепускным трубкам подводится в полость Е между наружным кольцом соплового аппарата второй ступени и уплотнительной лентой. Через отверстия в уплотнительной ленте над охлаждаемыми

лопатками воздух поступает во внутренние полости дефлекторов лопаток. В остальном течение воздуха в охлаждаемых сопловых лопатках второй ступени аналогично течению воздуха в сопловых лопатках первой ступени.

- Для охлаждения рабочих лопаток и дисков 1-ой и 2-ой ступеней

Для охлаждения рабочих лопаток и дисков первой и второй ступеней охлаждающий воздух высокого давления отбирается из полости камеры сгорания. Через отверстия в конусе опоры соплового аппарата первой ступени воздух поступает в полость А. Из полости А через отверстия в крышке и фланце лабиринта воздух поступает в полость Г, а через отверстия во фланце опоры роликоподшипника и во фланце лабиринта — в полость В. Часть воздуха из полости Г через отверстия во фланце двойного лабиринта поступает на охлаждение передней стороны диска первой ступени и через отверстия в ободе диска и в контровках — в рабочие лопатки первой ступени. По трем каналам в замке лопатки воздух поступает во внутреннюю полость лопатки, в которой расположены цилиндрические перемычки (интенсификаторы). Воздух, пройдя лопатку, выходит в радиальный зазор между разрезным кольцом и периферийными торцами рабочих лопаток, создавая дополнительное уплотнение против перетекания газа через радиальный зазор. Из полости В воздух через отверстия во фланце лабиринта, в двойном лабиринте и во фланце диска первой ступени поступает в полость Д. Из полости Д часть воздуха выходит в щель между торцом лабиринта и диском первой ступени, охлаждая заднюю сторону диска. Другая часть воздуха из полости Д через отверстия в крышке поступает в полость между дефлектором и диском второй ступени, охлаждая переднюю сторону диска второй ступени. Затем, через отверстия в ободе диска и контровках воздух поступает в шесть продольных каналов каждой рабочей лопатки второй ступени, проходя через которые, охлаждает эти лопатки и выходит в радиальный зазор между разрезным кольцом второй ступени и полками рабочих лопаток, создавая дополнительное уплотнение против перетекания газа через радиальный зазор. Через отверстия во фланце диска второй ступени и через зазор между гайкой и диском второй ступени, охлаждая заднюю сторону диска второй ступени. Часть воздуха через отверстия в лабиринте и во втулке поступает в полость Ж. Для предотвращения течения газа из полости И за третьим сопловым аппаратом внутрь вала, полость Ж наддувается охлаждающим воздухом с давлением несколько большим чем в полости И. Из полости Ж через отверстия в межвальном лабиринте и отверстия в валу ТНД воздух выходит по трубке и конусу в сопло.

1.4.5 ТРДДФ АЛ-31Ф

Схема ТРДДФ АЛ-31Ф представлена на рисунке 1.13.

ОТБОР ИЗ ВТОРОГО КОНТУРА В РАЙОНЕ ПЯТОЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ.

Отбор из второго контура в районе пятой ступени компрессора высокого давления идет на те же нужды, что и воздух отбираемый за седьмой ступенью КВД (в зависимости от положения клапана переключателя наддува):

- Обогрев обтекателя и передних стоек.
- Наддув ПМП опор КНД.
- Наддув и охлаждение передней опоры КВД и опор турбины.

ОТБОР ВОЗДУХА ИЗ ВТОРОГО КОНТУРА В РАЙОНЕ ЗАДНЕЙ СТОЙКИ ЗА ТУРБИНОЙ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Охлаждение диска РК ТНД в задней части.
- Отбиаемый воздух поступает внутрь задних стоек и попадает в полость в задней части диска ТНД и осуществляет его охлаждение.

- Охлаждение лопаток РК ТНД.

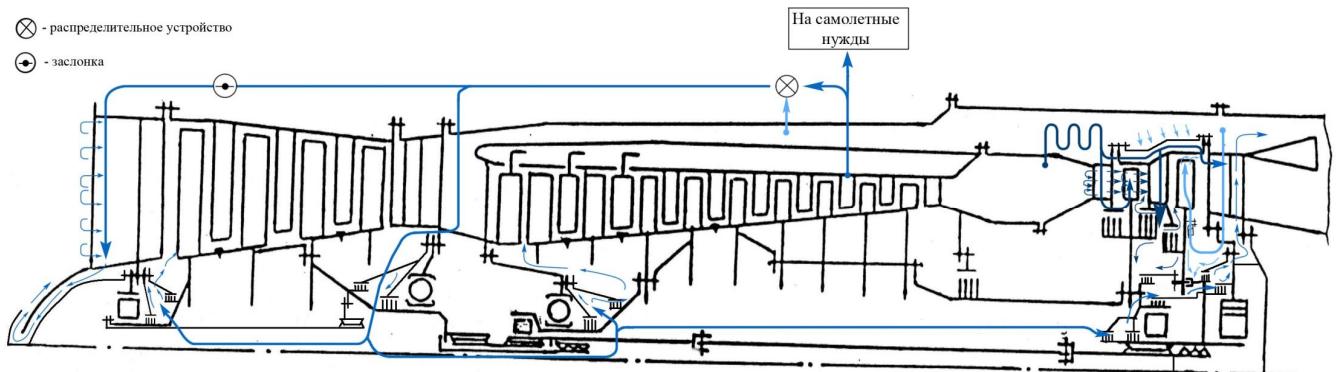


Рисунок 1.13 – ТРДДФ АЛ-31Ф

Воздух в задней части диска РК ТНД попадает на напорный диск и через сверления в ободе диска и замках попадает внутрь лопатки РК ТНД. Далее этот воздух через отверстия в периферийной части лопаток поступает в ГВТ.

ОТБОР ЗА СЕДЬМОЙ СТУПЕНЬЮ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Обогрев обтекателя и передних стоек.

Отбираемый воздух проходит через клапан переключателя наддува по трубопроводам обвязки двигателя и поступает через передние стойки в обтекатель. Этот воздух попадает в газо-воздушный тракт через отверстия в передних кромках стоек и через отверстия в обтекателе.

- Наддув ПМП опор КНД.

Отбираемый воздух проходит через клапан переключателя наддува по трубопроводам обвязки двигателя в стойки промежуточного корпуса компрессора, а, затем, по патрубкам поступает к ПМП задней опоры КНД. Далее через отверстия в цапфе воздух поступает внутрь вала КНД и через отверстия в нем – в ПМП передней опоры КНД.

- Наддув и охлаждение передней опоры КВД и опор турбины.

Воздух, отбираемый на наддув опор КНД, после прохождения через отверстия в цапфе попадает внутрь вала НД и через отверстия в валу поступает внутрь вала ВД. Далее этот воздух разделяется на 2 потока: Первый поток проходит через отверстия в передней цапфе вала ВД в ПМП передней опоры КВД; Второй поток идет внутри вала ВД и поступает в ПМП межвальевой опоры турбины, далее через отверстия в полость над межвальным подшипником, после чего поступает в ПМП задней опоры турбины и через задние стойки за турбиной этот воздух поступает во второй контур.

- Отбор на самолетные нужды (для кондиционирования кабины пилота и противообледенительной системы самолета)

ОТБОР ВТОРИЧНОГО ВОЗДУХА ПО НАРУЖНОМУ ДИАМЕТРУ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ($P=2,37$ МПА, $T=769$ К.):

- Охлаждение первого соплового аппарата и рабочего колеса турбины высокого давления.

Отбираемый воздух поступает в воздухо-воздушный радиатор, охлаждаемый воздухом второго контура. Там воздух охлаждается на 150 – 220 К и идет на охлаждение задней кромки 1-го СА ТВД. Передняя кромка охлаждается вторичным воздухом, не прошедшим через ВВР, который, впоследствии, через отверстия в передней кромке СА попадает в ГВТ. Часть воздуха,

охлаждающего заднюю кромку, через отверстия в лопатке попадает в ГВТ. Другая его часть через отверстия в нижней части лопаток СА попадает в полость спереди диска РК ТВД и затем через сверления в ободе диска и замках внутрь рабочих лопаток. В ГВТ этот воздух попадает через отверстия в передней и задней частях лопаток РК ТВД

- Охлаждение наружного корпуса турбины.

Пройдя через ВВР, охлаждающий воздух попадает в зазор между двумя стенками корпуса турбины, а, затем, через отверстия в корпусе за РК ТНД поступает в ГВТ

- Охлаждение соплового аппарата ТНД и дисков РК ТНД и ТВД.

Попав в зазор между двумя стенками корпуса турбины часть воздуха, поступает внутрь лопатки СА ТНД и охлаждает ее. Далее этот воздух через отверстия в нижних частях лопаток СА ТНД попадает в полость между дисками РК ТВД и ТНД и осуществляет их охлаждение. Этот воздух поступает в ГВТ через зазоры лабиринтных уплотнений.

1.4.6 ТРДД НК-86

Схема ТРДД НК-86 представлена на рисунке 1.14.

ОТБОР ЗА ВХОДНЫМ НАПРАВЛЯЮЩИМ АППАРАТОМ:

- Надув ПМП передней опоры компрессора низкого давления.

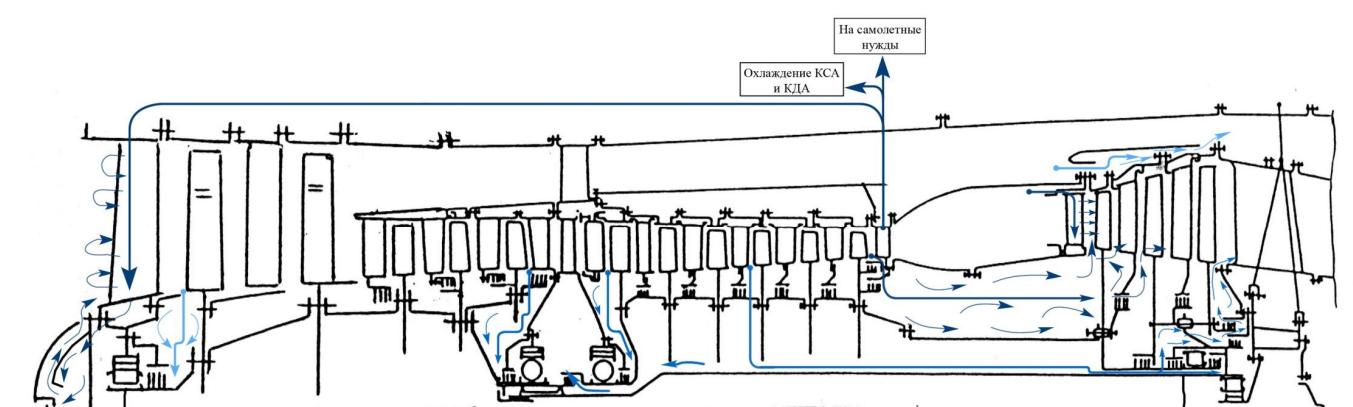


Рисунок 1.14 – ТРДД НК-86

Через зазор между передней стойкой и первым РК компрессора воздух попадает в ПМП передней опоры компрессора низкого давления.

ОТБОР ЗА ПОЛПОРНЫМИ СТУПЕНЯМИ КОМПРЕССОРА:

- #### • Надув ПМП РУП КНД.

Отбираемый воздух попадает в полость под пятой ступенью компрессора и далее в ПМП РУП КНЛ.

ОТБОР ПЕРЕД КОМПРЕССОРОМ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Надув ПМП РУП КВД.

Отбираемый воздух попадает в полость спереди диска первой ступени КВД и далее в ПМП РУП КВД

ОТБОР ЗА ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНЬЮ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Надув ПМП подшипников опоры турбины.

Отбираемый воздух через отверстия в кольце лабиринтных уплотнений попадает в полость между валами роторов ВЛ и НЛ. Далее этот воздух через отверстия в задней панели

вала попадает в ПМП подшипников опоры турбины и затем через зазоры в лабиринтных уплотнениях попадает в ГВТ.

ОТБОР ЗА КОМПРЕССОРОМ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- На самолетные нужды, на кондиционирование пассажирского салона, противообледенительную систему самолета, охлаждение КСА и КДА.
- Обогрев передних стоек и обтекателя.

Отбираемый воздух по системе трубопроводов попадает в полые передние стойки. Часть этого воздуха попадает в ГВТ через отверстия в стойках, а часть поступает с полость кока, где проходит в зазоре между двумя стенками кока и через отверстия в ГВТ.

ОТБОР ВТОРИЧНОГО ВОЗДУХА КС:

- Охлаждение первого СА ТВД. Воздух поступает в полую лопатку первого СА с периферийной части, а затем через отверстия в задней части лопатки поступает в ГВТ.

ОТБОР ВОЗДУХА ВТОРОГО КОНТУРА:

- Охлаждение корпуса турбины. Охлаждающий воздух попадает в полость между наружной и внутренней стенками корпуса турбины и затем через отверстия в ГВТ.

1.4.7 ТВВД НК-93

Схема ТВВД НК-93 представлена на рисунке 1.15

ОТБОР ПЕРЕД КОМПРЕССОРОМ НД:

- Слив пограничного слоя со втулочной части винтовентилятора.

Воздух попадает в слойку перед компрессором и далее в подкапотное пространство (промежуточный контур). Затем производится сброс отобранного воздуха через кольцевую щель на срезе сопла внутреннего контура.

ОТБОР ЗА ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Наддув ПМП подшипников редуктора винтовентилятора.

Отбираемый воздух через стойки перед компрессором поступает в полость внутри корпуса редуктора, где осуществляется наддув ПМП подшипников винтовентилятора. Далее этот воздух через зазоры во втулочной части лопастей винтовентилятора попадает в ГВТ.

- Стравливание в подкапотное пространство (промежуточный контур).

Этот воздух сбрасывается через кольцевую щель на срезе сопла внутреннего контура и участвует в создании дополнительной тяги.

ОТБОР ЗА КОМПРЕССОРОМ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Наддув ПМП РУП ротора НД.

Через щель в задней части КНД воздух поступает в полость между

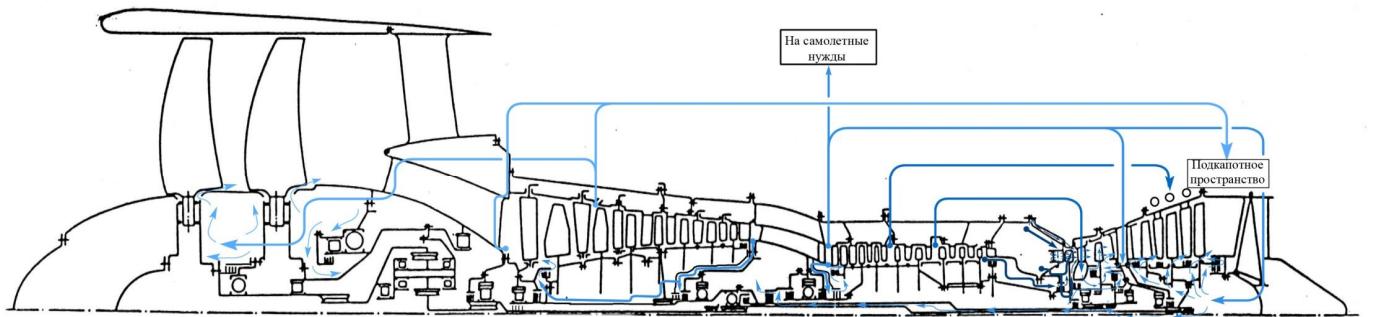


Рисунок 1.15 – ТВВД НК-93

двумя стенками средней опоры КНД и попадает в ПМП РУП.

- Наддув ПМП передней опоры КНД.

Из ПМП РУП КНД воздух через отверстия в стенке поступает в полость внутри барабана КНД. Затем через отверстия в передней цапфе вала воздух попадает в ПМП роликового подшипника передней опоры КНД. Далее через зазор в лабиринтном уплотнении воздух попадает в ГВТ.

ОТБОР ПЕРЕД КОМПРЕССОРОМ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Наддув ПМП РУП ротора ВД (сзади).

Через щель между стойкой и ротором ВД воздух поступает в полость между двумя стенками передней опоры КВД и далее попадает в ПМП РУП КВД. Стравливание этого воздуха происходит через зазор в лабиринтном уплотнении.

ОТБОР НАД ПЕРВЫМ РНА КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Отбор на кондиционирование салона и на противообледенительную систему самолета.
- Охлаждение дисков турбины турбовинтовентилятора.

По системе трубопроводов воздух через стойки за турбиной поступает в полость в задней части ротора турбины. Далее этот воздух разделяется на несколько потоков: 1) Охлаждает третий диск ТВВ сзади. 2) Через отверстия в цапфе вала ТВВ и втулочных частях дисков воздух попадает в полости между дисками и затем через зазоры в замках елочного типа попадает в ГВТ

- Наддув ПМП роликового подшипника опоры ТВВ.

Воздух из полости в задней части ротора турбины через отверстия в цапфе вала ТВВ поступает в ПМП роликового подшипника опоры ТВВ и далее смещивается с воздухом, идущим на охлаждение дисков турбины ТВВ.

- Наддув ПМП межвальльного подшипника ротора ВД.

Воздух из полости в задней части ротора турбины поступает внутрь вала ТВВ и далее через сверления в валах роторов ТВВ и НД поступает в ПМП межвальльного подшипника ротора ВД.

- Наддув ПМП РУП КВД и КНД.

Воздух из полости в задней части ротора турбины поступает внутрь вала ТВВ и далее через сверления в валах роторов ТВВ и НД поступает в полость между валами роторов ВД и НД и далее поступает в ПМП РУП КВД и КНД.

- Наддув ПМП роликового подшипника опоры ротора НД.

Воздух из ПМП межвального подшипника ротора ВД через отверстия в цапфе вала НД поступает в ПМП роликового подшипника опоры ротора НД. Далее этот воздух через зазоры в лабиринтных уплотнениях попадает в ГВТ за турбиной НД.

- Охлаждение стойки за ТНД и диска турбины НД.

По системе трубопроводов воздух поступает внутрь стоек и далее через отверстия в диафрагме поступает в полость сзади диска ТНД. Затем этот воздух через лабиринтные уплотнения сгравливается в ГВТ.

ОТБОР ЗА ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНЬЮ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Система автоматического управления радиальными зазорами.

ОТБОР ЗА ПЯТОЙ СТУПЕНЬЮ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Охлаждение СА ТНД.

Воздух по четырем трубкам попадает в полость внутри СА ТНД. Далее часть этого воздуха через отверстия в задней кромке лопаток СА попадает в ГВТ.

- Охлаждение диска ТНД и лопаток РК ТНД.

Вторая часть воздуха, охлаждающего СА ТНД попадает в полость между диафрагмой и диском ТНД и охлаждает его. Затем этот воздух через сверления в ободе диска и замках попадает внутрь лопаток РК ТНД и через отверстия в задней части лопаток попадает в ГВТ.

ОТБОР ЗА КОМПРЕССОРОМ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ:

- Охлаждение диска ТВД сзади.

Воздух попадает в полость, ограниченную внутренним корпусом камеры сгорания и валом ротора ВД. Этот воздух через отверстия в выступах диска ТВД идет на охлаждение втулочной части диска и диска ТВД сзади. В последствии этот воздух через лабиринтные уплотнения попадает в ГВТ.

ОТБОР ВТОРИЧНОГО ВОЗДУХА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ:

- Охлаждение СА ТВД.

Вторичный воздух КС поступает внутрь лопаток первого СА турбины и через отверстия в передней и задней частях лопаток попадает в ГВТ. Тем самым осуществляется охлаждение кромок лопаток.

- Охлаждение диска и рабочих лопаток ТВД.

Охлаждающий воздух через отверстия во внутреннем корпусе КС поступает в полость спереди диска ТВД и затем через сверления в ободе диска и замках попадает в полости внутри рабочих лопаток ТВД. Далее этот воздух через отверстия в передней и задней частях лопаток попадает в ГВТ.

- Охлаждение корпуса ТВД.

Вторичный воздух по наружному диаметру камеры сгорания через отверстия во внутренней стенке наружного корпуса попадает в межстеночную полость. Далее этот воздух через отверстия в корпусе над РК ТВД поступает в ГВТ.

1.4.8 ТРДД Д18-Т

Схема ТРДД Д18-Т представлена на рисунке 1.16.

ОТБОРЫ ИЗ НАРУЖНОГО КОНТУРА:

- Продувка воздушно-масляного теплообменника.

- Продувка подкапотного пространства.
- На самолетную систему подготовки воздуха.

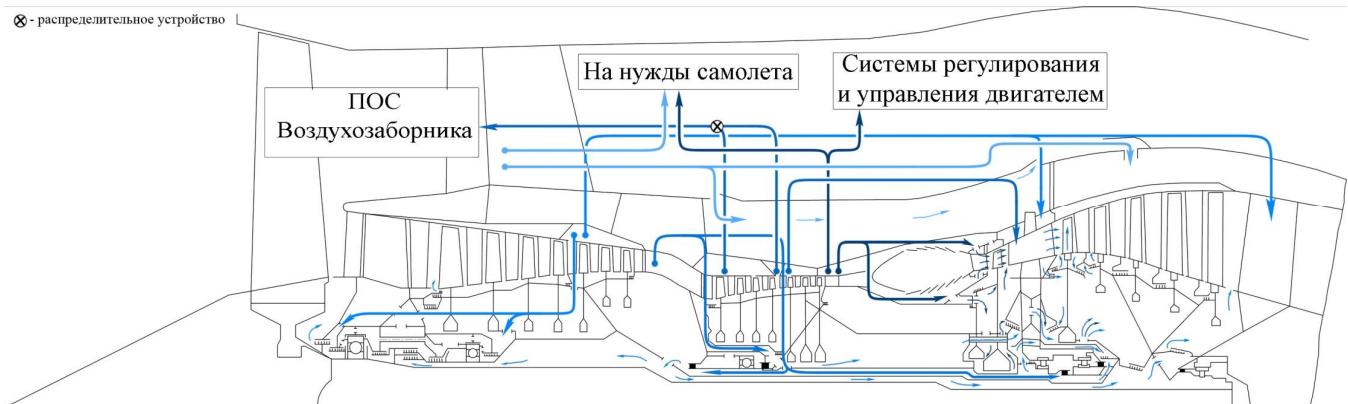


Рисунок 1.16 – ТРДД Д18-Т

- Охлаждение наружного корпуса турбины НД
- ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ЧЕТВЕРТОЙ СТУПЕНИ КСД:
- Наддув лабиринтных уплотнений масляных полостей опор роторов вентилятора и КСД.

Воздух движется по специальным трубам, установленным радиально в роторе КСД между дисками 4-й и 5-й ступени, заполняет полость ротора КСД и через отверстие в валу КСД подается к лабиринтному уплотнению опоры ротора КСД и надувает его.

- Охлаждение масляных трубопроводов и трубопроводов суфлирования опор турбин.

Воздух подводится по наружной трубе к корпусу опор турбин и задней опоре турбины, откуда индивидуально к каждой трубе суфлирования, т.е. подвод и отвод охлаждающего воздуха выполнены отдельно для каждой из двух труб суфлирования масляной полости корпуса опор турбин и одной трубы суфлирования полости опоры ротора НД.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА КСД:

- Охлаждение корпусов опор КВД и турбин, наддув контактных уплотнений, охлаждение ротора НД, наддув межвального лабиринтного управления.

Воздух попадает из проточной части компрессора через пазы в каналах промежуточного корпуса и движется в направлении корпуса опоры КВД в пространстве между диафрагмой промежуточного корпуса и специальным экраном.

На выходе из-под экрана воздух разветвляется на два потока.

Один поток для вентиляции внутренних полостей ротора КВД. Проходит между экраном опоры КВД и ступицами дисков 1-4-й ступеней, через отверстия в диске 5-й ступени и далее между ступицами дисков 6-7-й ступеней и экраном ТВД поступает во внутреннюю полость заднего вала. Откуда вытекает через четыре отверстия в диске ТВД и смешивается с воздухом, подаваемым из-за КСД на наддув уплотнений и охлаждение корпуса опор турбин.

Второй поток проходит между экраном и корпусом опоры КВД, охлаждая ее, и далее через отверстия в деталях опоры и ротора КВД разветвляясь на три потока:

- через зазор между экраном ТВД и ступицами дисков 5-7-й ступеней во внутреннюю полость заднего вала ротора КВД;
- на наддув уплотнений и охлаждение корпуса опор турбин (в зазор между экраном ТВД и задним валом КСД);
- на наддув РТКУ опоры КВД и далее на наддув межвального уплотнения опор вентилятора и КСД и на наддув уплотнений и охлаждение ротора НД.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ВТОРОЙ СТУПЕНИ КВД:

- На систему кондиционирования воздуха и противообледенительную систему самолета.
- На противообледенительную систему воздухозаборника.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ЧЕТВЕРТОЙ СТУПЕНИ КВД:

- На охлаждение сопловых, рабочих лопаток и диска ТСД.

Воздух, отбираемый из-за 4-й ступени КВД на охлаждение сопловых, рабочих лопаток и диска ТСД, подводится по наружному кольцевому каналу камеры сгорания в полость соплового аппарата ТСД, а затем во внутренние полости дефлекторов сопловых лопаток.

- На противообледенительную систему воздухозаборника и на автомат управления КПВ КСД.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА КВД:

- На систему кондиционирования воздуха и противообледенительную систему самолета.
- В автоматы управления КПВ КВД.
- В систему управления РВНА КСД.
- В топливный регулятор.
- В систему защиты двигателя от развития помпажа.
- В подогреватель топлива.
- В электромагнитный клапан для принудительного открытия клапанов перепуска воздуха КСД при помпаже.
- В датчик отношения давлений в системе измерения $\pi k\Sigma$.
- На охлаждение сопловых и рабочих лопаток, диска и проставок ТВД.
- На охлаждение лопаток соплового аппарата ТВД, подводится по внутреннему и внешнему каналам камеры сгорания.

Лопатки соплового аппарата ТВД выполнены двухполостными и имеют в обеих полостях дефлекторы для организации подвода охлаждающего воздуха.

В дефлектор передней полости воздух поступает по внутреннему каналу камеры сгорания. Через отверстия в дефлекторе и отверстия перфорации на входной кромке, спинке и корыте воздух выбрасывается на наружную поверхность лопатки, где он создает пленочное (заградительное) охлаждение.

В заднюю полость лопатки охлаждающий воздух поступает по внешнему каналу камеры сгорания, откуда через отверстия в стенках дефлектора, он частично поступает в каналы между дефлектором и лопаткой, обеспечивая конвективное охлаждение лопатки, а затем через несколько рядов перфорационных отверстий на корыте и спинке лопатки выбрасывается на наружную поверхность лопатки, где создает пленочное охлаждение, и частично через отверстия в кромке дефлектора проходит в каналы выходной кромки и сбрасывается в проточную часть ТВД через щели на корыте лопатки вблизи выходной кромки.

В связи с высоким уровнем температур газов в проточной части ТВД предусмотрено пленочное (заградительное) охлаждение наружных и внутренних полок лопаток соплового аппарата и струйное охлаждение проставок над рабочим колесом ТВД, для чего воздух отбирается из наружного кольцевого канала камеры сгорания.

Лопатки рабочего колеса ТВД охлаждаются воздухом, подводимым из-за КВД по внутреннему каналу камеры сгорания к направляющему аппарату, закручивающему воздух в направлении вращения рабочего колеса.

1.4.9 ТРДД Д-36

Схема ТРДД Д-36 представлена на рисунке 1.17.

ОТБОРЫ ИЗ НАРУЖНОГО КОНТУРА:

- Охлаждение статора турбины вентилятора.

Статор турбины вентилятора охлаждается воздухом, отбиаемым за вентилятором в наружном контуре с помощью заборников, установленных на капоте газогенератора, и подаваемым под кожух обдува. Этот воздух из подкапотного пространства выбрасывается на срез реактивного сопла внутреннего контура.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА КНД:

- На наддув уплотнений опор компрессоров и вентилятора.
- На наддув полости ротора КНД.
- На обогрев кока вентилятора.
- Отбор воздуха из тракта КВД через дренажные отверстия в барабане ротора на обдув ступиц дисков двух последних ступеней КВД.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ЧЕТВЕРТОЙ СТУПЕНИ КНД:

- Отбор воздуха из направляющего аппарата IV ступени КНД на уплотнения и охлаждение корпусов подшипников турбины.

Корпус подшипников ТВД, ТНД и ТВ охлаждаются воздухом, отбиаемым из направляющего аппарата IV ступени КНД от двух фланцев на

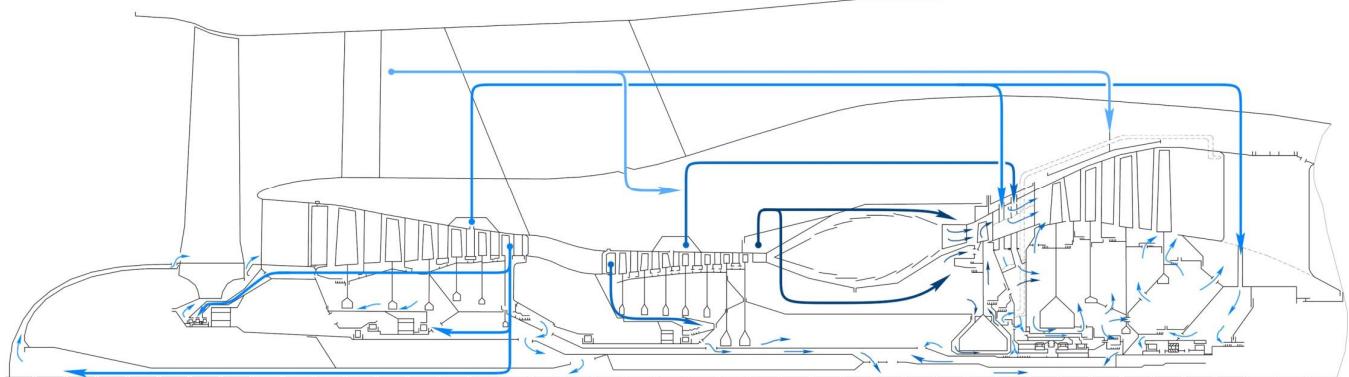


Рисунок 1.17 – ТРДД Д-36

корпусе КНД.

По трубам воздух подводится к фланцам корпуса опор турбин и к фланцу задней опоры турбины и далее - в полости расположения корпусов подшипников и масляных уплотнений. Охлаждающий воздух используется одновременно и для наддува безрасходных уплотнений масляных полостей опор турбин. Из системы охлаждения корпуса подшипников ТВД и ТНД через лабиринтные уплотнения воздух поступает в межвальльные полости и в межлабиринтную полость уплотнения полости ротора ТВД, суфлируемую трубкой в газовый тракт за турбину вентилятора. Из системы охлаждения корпуса подшипника ТВ воздух через лабиринтные уплотнения уходит в стекатель реактивного насадка и в разгрузочную полость.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНИ КВД:

- На охлаждение соплового аппарата ТНД, дисков ТНД, турбины вентилятора, стоек задней опоры и на наддув разгрузочной полости турбины вентилятора.

Воздух подводится по трубам к фланцам корпуса опор турбин и далее через трубы, проходящие внутри полых лопаток соплового аппарата ТНД, поступает в полость перед диском ротора ТНД. Часть этого воздуха через отверстия, выполненные на боковых поверхностях труб, поступает в полость над секторами лопаток и далее во внутреннюю полость каждого дефлектора сопловых лопаток ТНД.

Для охлаждения лопаток воздух поступает через отверстия в дефлекторе на внутреннюю поверхность входной кромки лопатки, проходит по зазору между дефлектором и внутренней поверхностью лопатки и выбрасывается в газовый тракт через отверстия в корыте лопатки.

Воздух, охлаждающий диски турбины вентилятора, используется одновременно для наддува разгрузочной полости, расположенной между ротором ТВ и задней опорой турбины, с целью уменьшения осевых сил, действующих на шарикоподшипник ротора вентилятора.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА КВД:

- На охлаждение диска и лопаток рабочего колеса ТВД.
- На наддув уплотнения газовоздушного тракта между компрессором и турбиной.
- Охлаждение лопаток рабочего колеса ТВД.
- Воздух отбирается через осевой зазор между ротором и статором за рабочим колесом последней (VII) ступени КВД, который подводится к отверстиям - соплам во внутреннем корпусе соплового аппарата ТВД.
- На охлаждение соплового аппарата ТВД.

Лопатки соплового аппарата турбины высокого давления (ТВД) охлаждаются воздухом, отбиаемым из полости вторичного потока камеры сгорания. Воздух входит через окна в наружном корпусе соплового аппарата ТВД и попадает во внутреннюю полость дефлектора каждой лопатки. Через отверстия в дефлекторе воздух попадает в зазор, образованный дефлектором и стенками лопатки, и выходит в газовый тракт через каналы в выходной кромке и отверстия на спинке и корыте лопатки. Внутренние полки секторов лопаток соплового аппарата ТВД охлаждаются воздухом, отбиаемым из полости вторичного потока камеры сгорания, подаваемым через отверстия в полость, образованную полками секторов лопаток соплового аппарата ТВД и внутренним корпусом, и выбрасываемым в газовый тракт через зазоры между стыками секторов.

1.4.10 ТРДДФ Р11Ф2-300

Схема ТРДДФ Р11Ф2-300 представлена на рисунке 1.18.

ОТБОР НАД НАПРАВЛЯЮЩИМ АППАРАТОМ ШЕСТОЙ СТУПЕНИ:

- На самолетные нужды.

Отбор для кондиционирования кабины пилота и для противообледенительной системы самолета.

- Наддув предмасляных полостей передней опоры компрессора низкого давления.

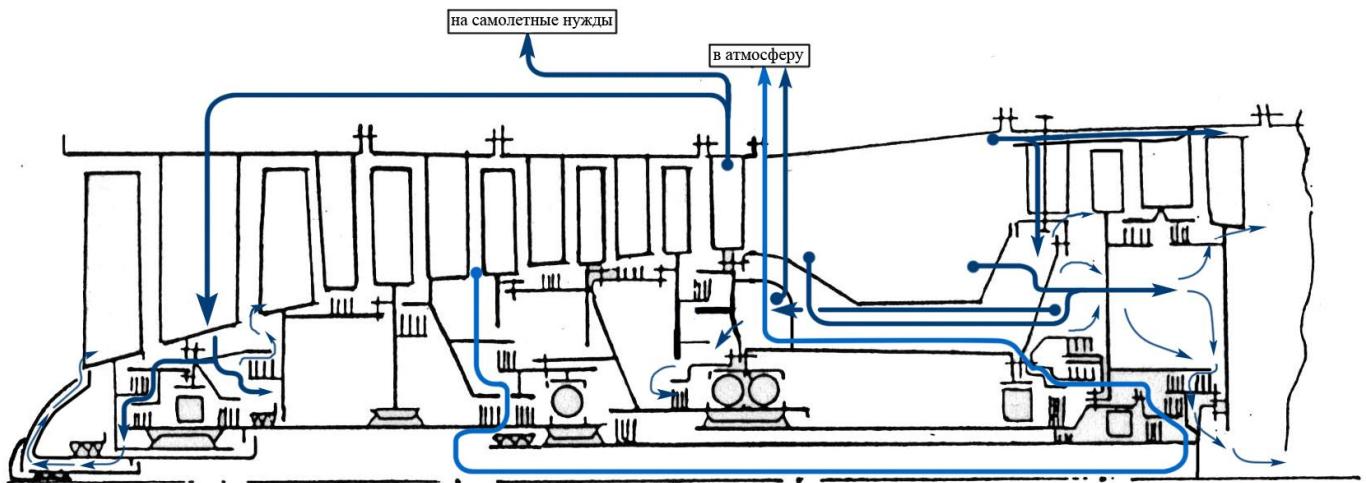


Рисунок 1.18 – ТРДФ Р11Ф2-300

Отбираемый воздух через направляющий аппарат первой ступени КНД попадает в предмасляные полости спереди и сзади роликового подшипника КНД. Воздух в задней ПМП попадает в ГВТ через зазор лабиринтного уплотнения.

- Обогрев переднего обтекателя.

Воздух, надувающий переднюю ПМП опоры КНД, через сверления в ступице диска РК первой ступени КНД попадает внутрь вала НД, а затем через отверстия в передней части вала попадает в полость, ограниченную двумя стенками кока. Этот воздух попадает в ГВТ через отверстия в периферийной части обтекателя.

ОТБОР ЗА КВД (ПО ВНУТРЕННЕМУ ДИАМЕТРУ КС):

- Охлаждение дисков турбины.

Охлаждающий воздух по двум трубкам поступает в полость спереди диска РК ТВД. Далее этот воздух через отверстия в полотне диска поступает в полость между дисками ТВД и ТНД, тем самым осуществляется охлаждение дисков турбины. Охлаждающий воздух попадает в ГВТ: через зазоры в замках лопаток РК ТНД; через лабиринтные уплотнения СА ТНД; через отверстия в вале НД и центральное отверстие диска РК ТНД.

- Разгрузка от осевых сил.

Воздух из полости спереди диска РК ТВД по восьми трубкам под внутренним корпусом КС поступает в разгрузочную полость.

- Наддув ПМП РУП КВД.

Воздух из разгрузочной полости поступает в ПМП РУП КВД и далее через систему патрубков сгравливается в атмосферу.

1.4.11 ТРДД GE90

Схема ТРДД GE90 представлена на рисунке 1.19.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА ПОДПОРНЫХ СТУПЕНЕЙ:

- САУРЗ турбины НД.

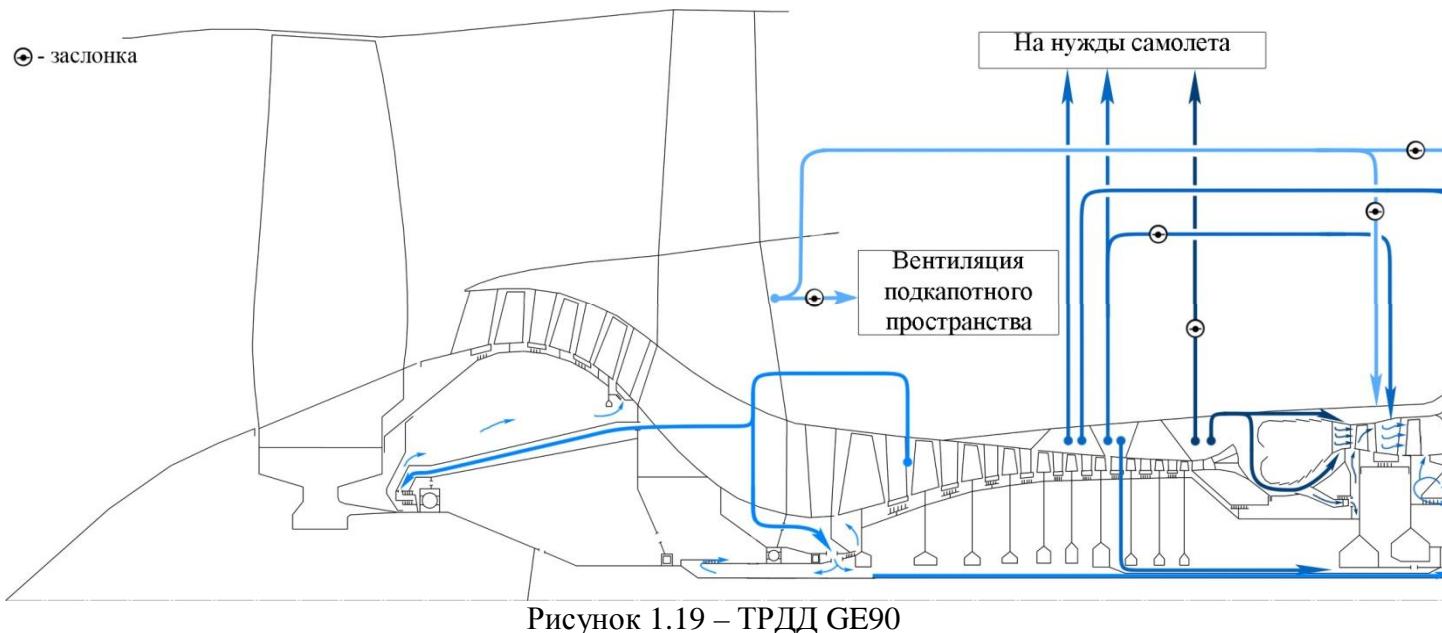


Рисунок 1.19 – ТРДД GE90

САУРЗ турбины ВД.

- Вентиляция подкапотного пространства.

ОТБОРЫ ЗА ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ КВД:

- Наддув уплотнений масляной полости передней опоры двигателя.
- Наддув уплотнений масляной полости и охлаждение опоры турбины ВД.
- Наддув уплотнений масляной полости и охлаждение опоры турбины НД.

Воздух отбирается по трем трубопроводам из-за первой ступени компрессора ВД, проходит через стойки передней опоры двигателя и разделяется на два потока. Один из них надувает предмасляную полость радиально-упорного подшипника компрессора НД. Другой поток, надувая уплотнения масляной полости подшипника компрессора ВД, проходит через отверстия в носке вала компрессора ВД и продолжает свое движение под ротором ВД. Преодолев отверстия в вале ВД, воздух надувает уплотнения предмасляной полости опоры турбины ВД. Затем, через отверстие в носке вала НД, воздух надувает уплотнения масляной полости радиального подшипника турбины НД.

ОТБОРЫ ЗА ЧЕТВЕРТОЙ СТУПЕНЬЮ КВД:

- На самолетные нужды.
- Наддув воздуха в разгрузочную полость за турбиной НД.

Из-за четвертой ступени компрессора ВД воздух проходит через кольцевую щель в статоре и попадает в ресивер. По четырем трубопроводам он движется через стойки в задней опоре двигателя и надувает разгрузочную полость.

- Герметизация и охлаждение турбины НД.

Для этих целей воздух отбирается так же из ресивера и продолжает свое движение по трубопроводу, откуда он поступает в кольцевой ресивер опоры турбины ВД. Далее воздух распределяется по двенадцати стойкам и поступает в полость под турбиной низкого давления. Одна часть воздуха выходит перед турбиной НД. Вторая часть воздуха направляется для герметизации полости за турбиной ВД. Утечки через лабиринтные уплотнения сбрасываются за турбиной НД, тем самым, исключая прорыв горячего газа во внутренние полости двигателя.

ОТБОРЫ ЗА СЕДЬМОЙ СТУПЕНЬЮ КВД:

- На самолетные нужды.
- На охлаждение СА второй ступени турбины ВД.

Охлаждение СА является регулируемым, что позволяет уменьшать расход воздуха на режимах пониженной тяги двигателя.

- Охлаждение дисков турбины ВД.

Воздух отбирается из-за 7-ой ступени компрессора ВД во втулочном сечении через радиальные трубы. Затем проходит под ротором ВД, охлаждает диски турбины ВД и сбрасывается за первой ступенью турбины ВД.

ОТБОРЫ ЗА КВД:

- На самолетные нужды.
- Охлаждение СА первой ступени турбины ВД.

Подвод воздуха во внутренние полости соплового аппарата происходит как сверху, так и снизу.

- Охлаждение РК первой ступени турбины ВД.

Для подвода охладителя к первому РК турбины ВД применяется подкручивающая решетка и вращающийся дефлектор, установленный на диске.

1.4.12 НК-38СТ

Схема НК-38СТ представлена на рисунке 1.20.

ОТБОРЫ ЗА КОМПРЕССОРОМ НД:

- На наддув масляной полости турбины

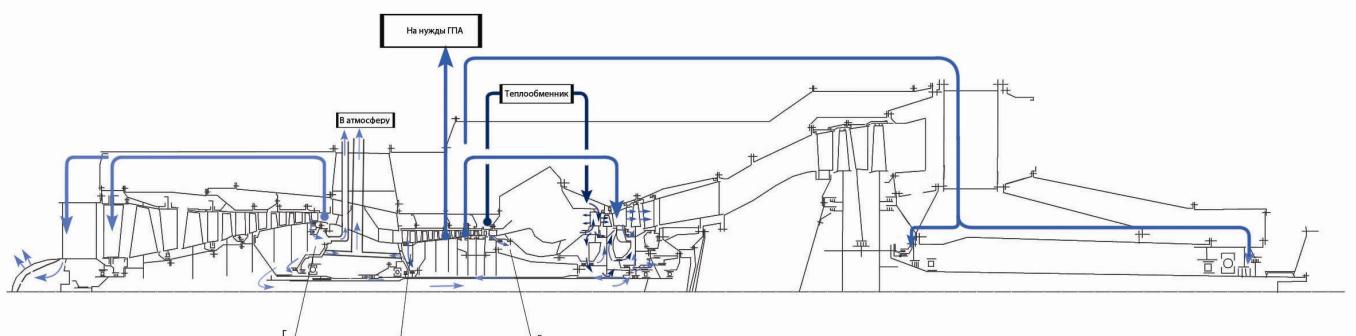


Рисунок 1.20 – НК-38СТ

Наддув уплотнений масляной полости турбины производится воздухом, отбиаемым за компрессором НД и подводимым по валу НД.

- На наддув контактных уплотнений средней опоры

Воздух поступает в полость Г, откуда часть воздуха сглаживается в атмосферу. Наддувается переднее уплотнение масляной полости средней опоры двигателя. Затем воздух проходит через отверстия в носке вала НД и продолжает свое движение в валу НД и входит межвальную полость, где разделяется на два потока: один из них надувает уплотнения опоры турбины ВД, другой надувает уплотнения средней опоры.

ОТБОРЫ ПЕРЕД 1-ОЙ СТУПЕНЬЮ КВД:

- На наддув разгрузочной полости

Для уменьшения осевой силы, действующей на подшипник, в конструкции компрессора ВД предусмотрена разгрузочная полость Д.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА 3-ЕЙ СТУПЕНИ КВД:

- Отбор воздуха на нужды ГПА.

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА 5-ОЙ СТУПЕНИ КВД:

- На охлаждение лопаток СА и РК ТНД

Охлаждение сопловых лопаток 2-й ступени - конвективное. Воздух подводится в полость над сопловым аппаратом и распределяется по лопаткам. В лопатках часть воздуха, выйдя из дефлектора, охлаждает входную кромку, спинку, корыто и, далее, через щели в выходных кромках выбрасывается в газовый тракт, другая часть проходит через полость дефлектора и попадает к аппарату закрутки 2-й ступени.

Охлаждение рабочих лопаток 2-й ступени - конвективное. Воздух для охлаждения подается к рабочему колесу через аппарат закрутки и далее через пазы в дефлекторе и диске в полость лопатки. Охлаждение лопатки осуществляется петлевым движением воздуха по каналам, выполненным внутри лопатки. Пройдя через каналы, через отверстия выходной кромки, воздух выходит в газовый тракт.

- На наддув уплотнений масляной полости СТ

Наддув лабиринтов масляной полости свободной турбины осуществляется воздухом, отбиаемым за 5-й ступенью компрессора. Воздух по трубам подается на наддув переднего и заднего лабиринтов масляной полости;

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА 7-ОЙ СТУПЕНИ КВД:

- На наддув разгрузочной полости

Для уменьшения осевой силы, действующей на подшипник, в конструкции компрессора ВД предусмотрена разгрузочная полость Е.

- На обогрев РВНА и кока

Для обогрева кока, воздух, отбиаем за 7-ой ступенью КНД, проходит через стойку. Стенки кока двойные. В полость между стенками подается горячий воздух для предотвращения обледенения.

ОТБОРЫ ИЗ ПОЛОСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ:

- Для охлаждения сопловых и рабочих лопаток 1-ой ступени ТВД

Охлаждение сопловой лопатки 1-й ступени — конвективно-пленоочное. Сопловая лопатка двухполостная с вихревой матрицей в задней полости. Вторичный воздух из КС в переднюю полость лопатки подводится с двух сторон. Снизу — на создание защитной пелены (завесы) входной кромки и корыта. Сверху — на завесу спинки и на конвективное охлаждение задней полости лопаток. Воздух из теплообменника поступает сверху, проходит через

дефлектор в аппарат закрутки и, далее, в рабочее колесо на охлаждение рабочих лопаток и диска 1-й ступени.

Охлаждение рабочих лопаток 1-й ступени — конвективно-пленочное с вихревой схемой. Для охлаждения используется вторичный воздух камеры сгорания, предварительно прошедший через теплообменник. Воздух из полости под первым сопловым аппаратом через аппарат закрутки и пазы в дефлекторе и диске подводится в переднюю полость рабочей лопатки. Часть воздуха через отверстия на входной кромке идет на создание плёночного охлаждения входной кромки и участков, к ней прилегающих. Другая часть воздуха выпускается через отверстие в выходной кромке со стороны корыта.

Ступица диска охлаждается воздухом, поступающим из полости внутреннего корпуса соплового аппарата 1-й ступени через отверстия в лабиринтном кольце внутреннего корпуса соплового аппарата 1-й ступени.

1.4.13 ТРДДФ НК-144

Схема ТРДДФ НК-144 представлена на рисунке 1.21.

ОТБОР ЗА ВНА

- Наддув уплотнения передней опоры.

Давление на втулке ВНА ниже атмосферного (0,9 ата), а давление в опоре 0,4 ата, для обеспечения правильной работы уплотнения опоры.

ОТБОР ЗА ВЕНТИЛЯТОРОМ

- САУРЗ турбин.

ОТБОР ЗА ПОДПОРНОЙ СТУПЕНЬЮ КНД

- Наддув переднего уплотнения средней опоры двигателя.

ОТБОР ПЕРЕД КОМПРЕССОРОМ ВД

- Наддув заднего уплотнения средней опоры двигателя надувается воздухом.

ОТБОР ЗА ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНЬЮ КВД

- Наддув межバルльного уплотнения средней опоры компрессора.

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

- Наддув уплотнения задней опоры двигателя

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).

ОТБОР ИЗ-ЗА ШЕСТОЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА ВД

- обогрев ВНА в случае его обледенения

(◎) - регулирующее устройство

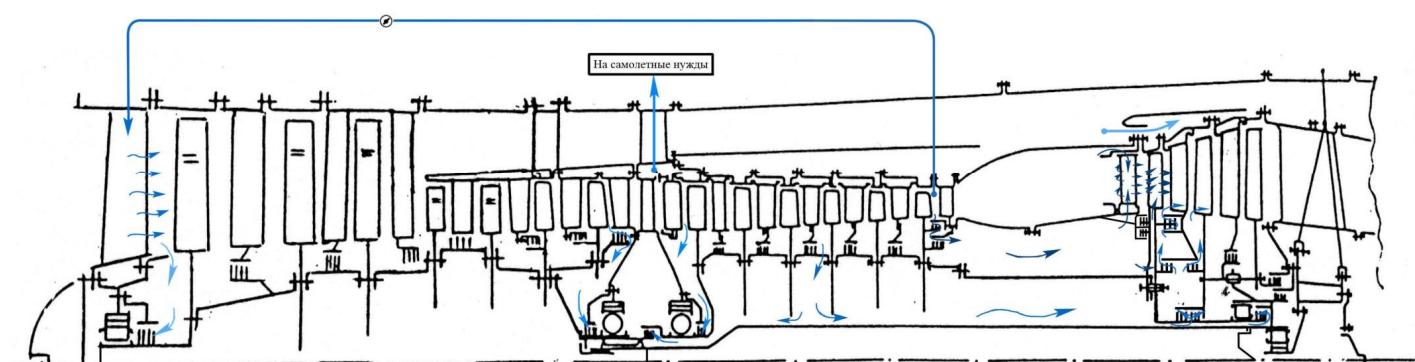


Рисунок 1.21 – ТРДДФ НК-144

- кондиционирование и наддув гидрокабин самолета
- ОТБОР ЗА КОМПРЕССОРОМ ВД
- Охлаждение 1-ой ступени компрессора ВД.

1.4.14 ТРДД НК-56

Схема ТРДД НК-56 представлена на рисунке 1.22.

ОТБОР ЗА ПОДПОРНОЙ СТУПЕНЬЮ НД:

- На наддув опоры КНД.

Наддув переднего уплотнения передней опоры осуществляется воздухом, отбиаемым за подпорной ступенью компрессора НД. Заднее уплотнение передней опоры наддувается воздухом, отбиаемым перед компрессором СД. Межвальное уплотнение передней опоры наддувается воздухом, отбиаемым перед компрессором ВД, проходящим через отверстия в цапфе и валах и далее по валам. Давление в масляной полости передней опоры поддерживается немного ниже атмосферного на земле и небольших высотах (до -0,5 ати), выше атмосферного на больших высотах (до 0,5 ати).

ОТБОР ЗА КОМПРЕССОРОМ СД:

- Наддув переднего уплотнения средней опоры двигателя.

Осуществляется воздухом, отбиаемым за компрессором СД. Заднее уплотнение средней опоры двигателя надувается воздухом, отбиаемым перед компрессором ВД. Межвальное уплотнение надувается воздухом, отбиаемым перед компрессором ВД и прошедшем через отверстие в цапфе. Для нормальной работы давление в масляной полости средней опоры поддерживается немного ниже атмосферного на земле и небольших высотах (до -0,5 ати), выше атмосферного на больших высотах (до 0,5 ати).

ОТБОР ПЕРЕД КОМПРЕССОРОМ ВД:

- На охлаждение опор турбины

Перед КВД организована кольцевая щель через которую отбирается

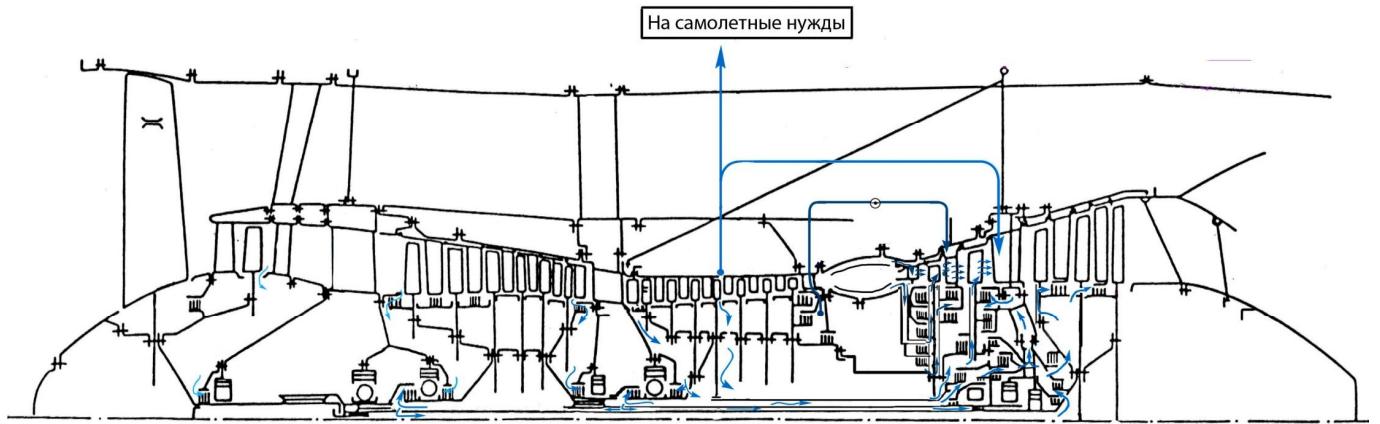


Рисунок 1.22 – ТРДД НК-56

воздух внутрь ротора и подается через вал турбины на охлаждение и наддув опор турбины. Также им охлаждается полость между ТСД и ТНД, и их диски.

- На охлаждение полости между ТСД и ТНД
- На охлаждение рабочих колес ТСД и ТНД
- Наддув переднего уплотнения задней опоры.

Передние уплотнения задней опоры надуваются воздухом, отбиаемым перед компрессором ВД, прошедшем через отверстие в цапфе, далее по валам и систему отверстий в лабиринтных дисках. Заднее и межвальное уплотнения задней опоры надуваются воздухом, отбиаемым перед компрессором ВД. Далее воздух проходит через отверстия в цапфе и валах и по валам подпадает к уплотнениям. Для нормальной работы давление в масляной полости задней опоры поддерживается выше атмосферного на всех режимах (0,1...0,5 атм).

ОТБОРЫ ИЗ-ЗА 4 СТУПЕНИ КВД:

- На самолетные нужды

За четвертым рабочим кольцом имеется кольцевая щель через которую отбирается воздух для самолетных нужд, а также для перепуска при запуске. Воздух через отверстия в корпусе попадает в ресивер, на котором имеется 8 пластинчатых клапанов для перепуска воздуха и два патрубка для отбора воздуха в самолетные системы.

- На охлаждение задней части первого рабочего колеса ТВД.

Между трактовым кольцом пятой ступени КВД и диском пятой ступени организована кольцевая щель, через которую отбирается воздух внутрь ротора и подается через вал турбины на охлаждение задней части диска и рабочей лопатки турбины ВД, а также передней части диска и рабочей лопатки турбины СД.

- На охлаждение рабочей лопатки ступени ТСД и ее замка.
- На охлаждение передней части рабочего колеса ТСД.

ОТБОР ИЗ-ЗА КВД:

- На охлаждение СА ступени ТСД.

Воздух на охлаждение сопловых лопаток подается из разгрузочной полости за компрессором высокого давления. Проходя по магистралям, расположенным в наружном контуре, охлаждающий воздух попадает в полость над сопловым аппаратом и оттуда через выравнивающую сетку распределяется в лопатке. В лопатках, воздух выходит из отверстий во входной кромке дефлектора и, натекая на входную кромку лопатки, охлаждает её.

ОТБОРЫ ВТОРИЧНОГО ВОЗДУХА ИЗ КС:

- На охлаждение передней части рабочего колеса ТВД;
- На охлаждение СА ступени ТВД;
- На охлаждение рабочей лопатки ступени ТВД и ее замка;
- Вторичный воздух камеры сгорания используется для охлаждения СА и передней части диска ТВД. После выходит в газовоздушный тракт.

2 РАСЧЕТ СИСТЕМЫ ВНУТРЕННЕГО ВОЗДУХОСНАБЖЕНИЯ

Для определения параметров системы внутреннего воздухоснабжения, температурного состояния элементов двигателя, а так же нахождения величин радиальных зазоров лопаточных венцов и уплотнений необходимо проводить расчет системы.

Расчет системы связан со следующими основными этапами:

- определение параметров систем внутреннего воздухоснабжения (расчет в ХПИ);
- тепловой расчет двигателя;
- структурный расчет двигателя.

Последовательность расчета:

- 1) Проводится термогазодинамический расчет. Этот этап может быть опущен в случае, если известны параметры рабочего тела по режимам работы проточной части двигателя.
- 2) На основании известной геометрии каналов, параметров рабочего тела на входе и выпуске из системы, а так же температур стенок каналов (на первом этапе расчета они не известны и поэтому берутся в первом приближении) проводится расчет в ХПИ или Flowmaster, результатом которого являются параметры конвекции (α и T_B^*) необходимые для теплового расчета.
- 3) Проводится тепловой расчет в ANSYS. Определяются средние значения температур стенок каналов.

- 4) Температуры стенок каналов сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 2, где средние температуры стенок задаются в новом приближении.
- 5) Проводится структурный расчет с учетом температурных нагрузок полученных в пункте 3. Определяются значения радиальных зазоров в уплотнениях.
- 6) Величины радиальных зазоров сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 2, где задаются уточненные значения радиальных зазоров.
- 7) Результатом расчета являются параметры рабочего тела в системе внутреннего воздухоснабжения, а так же величины радиальных зазоров уплотнений.

Расчет схематично представлен на рисунке 2.1.

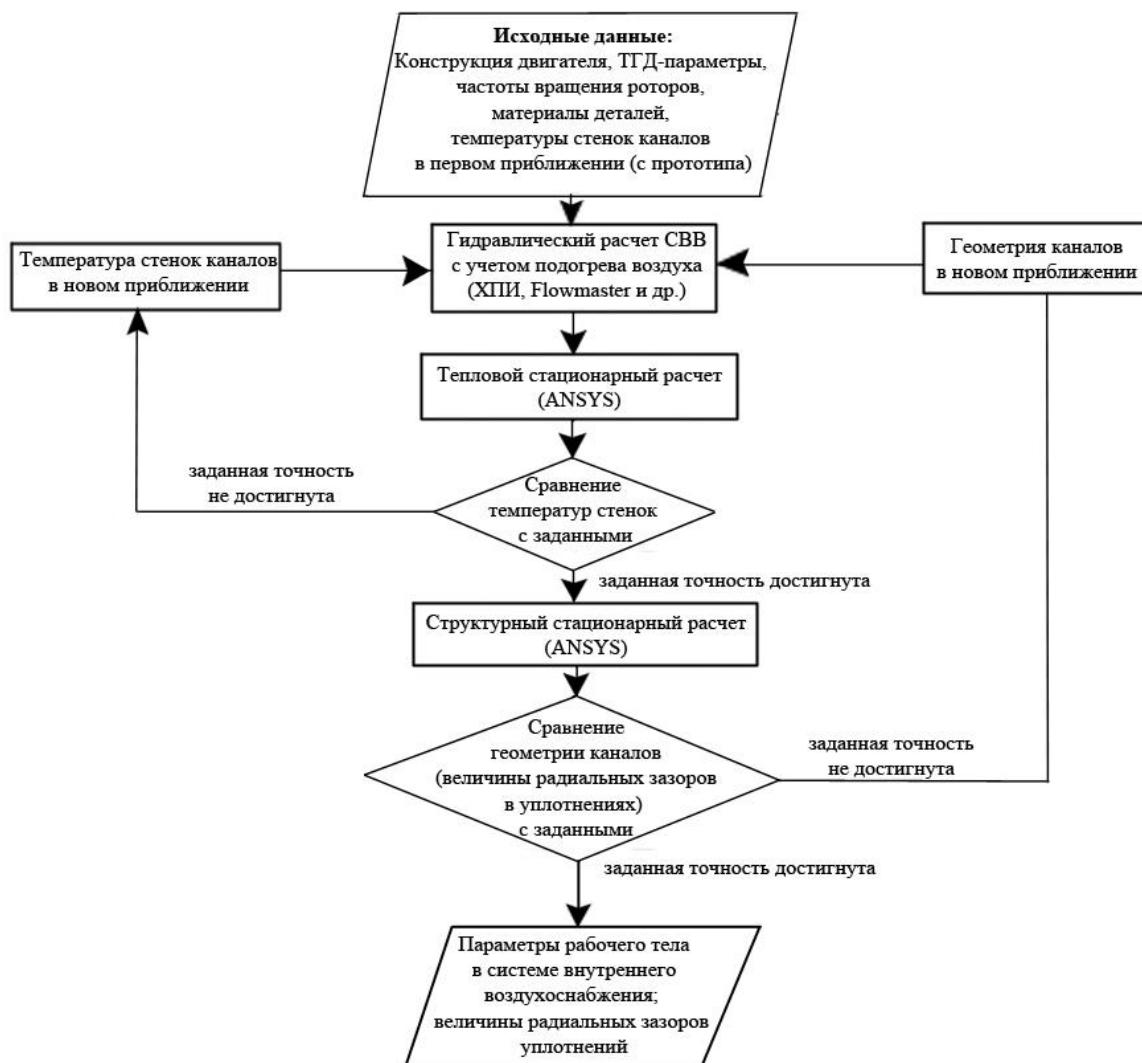


Рисунок 2.1 – Методика расчета системы внутреннего воздухоснабжения

В ходе работы проводился расчет систем наддува уплотнений масляных полостей, герметизации турбины НД и разгрузки РУП модели турбины НД двигателя GE90. Для теплового и структурного расчета модель ротора была создана для турбовентилятора, а модель статора только для задней опоры двигателя с целью исследования лабиринтного уплотнения в системе разгрузки РУП.

2.1 Термогазодинамический расчет двигателя GE90 на основных рабочих режимах

Проектирование двигателя начинается с выбора параметров рабочего процесса (T_{Γ}^* , $\pi_{K\Sigma}^*$, m , π_B^*) и дальнейшего термогазодинамического расчета. Результатом проектного расчета являются основные данные двигателя (P , $C_{y\partial}$), параметры рабочего тела на входе и выходе из узлов (p_i^* , T_i^*), а так же значения площадей характерных сечений (F_i).

Сформированная математическая модель служит для определения данных двигателя на различных режимах эксплуатации. Наличие таких данных является необходимым условием для дальнейшего проектирования узлов и систем двигателя, в том числе и для расчета системы внутреннего воздухоснабжения и проектирования уплотнений.

Двигатель GE90 является двухвальным, турбовентиляторным двигателем с большой степенью двухконтурности. Конструктивная схема ТРДД показана на рисунке 2.2.

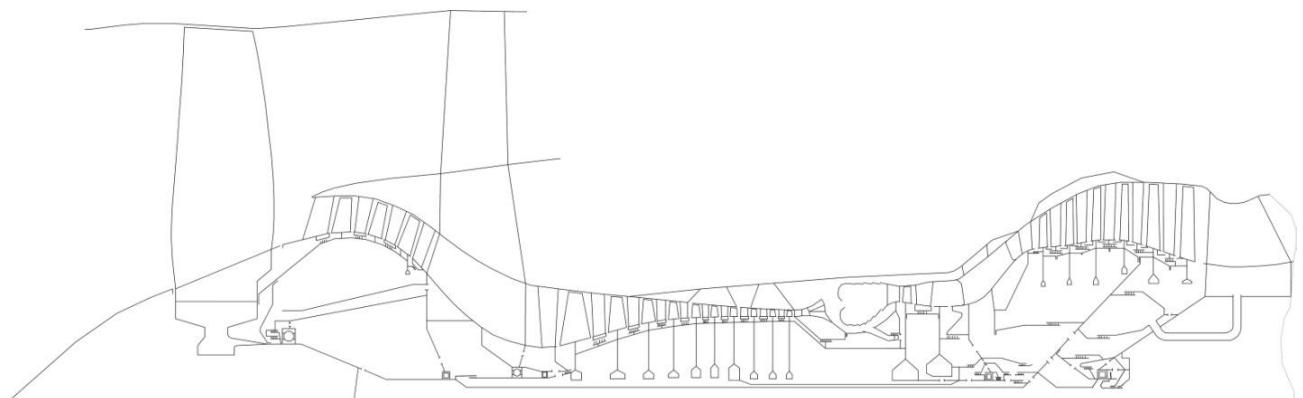


Рисунок 2.2 – Конструктивная схема ТРДД GE90

Проектный расчет выполнялся для крейсерского режима длительной работы двигателя при условиях $H=10$ 668м, $M_{\Pi}=0,85$. Основные данные двигателя и параметры узлов показаны в таблицах 2.1-2.2. Математическая модель создавалась в программе АСТРА-3-х.

Таблица 2.1 – Основные данные двигателя на крейсерском режиме работы ($H=10,7$ км, $M_{\Pi}=0,85$)

Наименование параметра	Обозначение	Единица измерения	Значение
Тяга двигателя	P	кН	64,9
Часовой расход топлива	G_T	кг/ч	3655,9
Удельный расход топлива	$C_{y\partial}$	кг/(кНч)	56,33

Таблица 2.2 — Основные параметры узлов двигателя на крейсерском режиме работы ($H=10,7\text{км}$, $M_{\Pi}=0,85$)

Наименование параметра	Обозначение	Значение	Единица измерения
Степень двухконтурности	m	8,1	—
Суммарный расход воздуха через двигатель	G_B	576	кг/с
Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве	$\sigma_{BХ}$	0,98	—
Степень повышения давления в компрессоре НД	π_{KHD}^*	1,881	—
КПД компрессора НД	η_{KHD}	0,91	—
Степень повышения давления в вентиляторе	π_B^*	1,65	—
КПД вентилятора	η_B	0,93	—
Коэффициент восстановления полного давления в канале наружного контура	σ_{II}	0,99	—
Степень повышения давления в компрессоре ВД	π_{KBD}^*	21,5	—
КПД компрессора ВД	η_{KBD}	0,9	—
Коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания	η_{Γ}	0,99	—

Продолжение таблицы 2.2

Наименование параметра	Обозначение	Значение	Единица измерения
Коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания	σ_{Γ}	0,95	—
Температура газа перед турбиной ВД	T_{Γ}^*	1380	К
КПД турбины ВД	η_{TBD}	0,89	—
КПД турбины НД	η_{THD}	0,92	—
Коэффициент скорости сопла внутреннего контура	φ_{cl}	0,99	—
Коэффициент скорости сопла наружного контура	φ_{cII}	0,99	—

На рисунке 2.3 показана схема отборов воздуха.

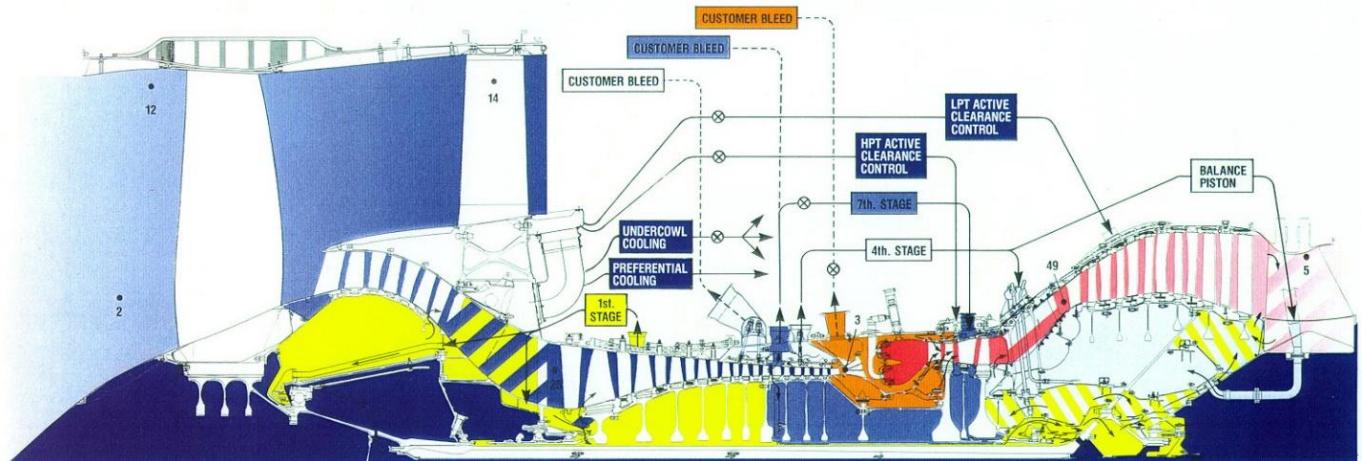


Рисунок 2.3 – Схема отборов воздуха двигателя GE90

Программный пакет АСТРА-3-х приспособлен под модель двигателя GE90 и позволяет учесть в расчете имеющиеся в нем отборы из промежуточных ступеней компрессора ВД с выпуском воздуха в заданные места. Относительной величиной удельной работы компрессора $\bar{L}_i = \frac{L_{BBD-i}}{L_{KBD}}$ задается место отбора воздуха. В термогазодинамическом расчете модели двигателя GE90 принималось допущение о равном распределении работы компрессора ВД по ступеням.

В таблице 2.3 показаны места отборов и сброса воздуха, назначения отборов, а так же значения относительных величин отборов, учитываемых при проектном термогазодинамическом расчете на крейсерском режиме работы двигателя.

Таблица 2.3 – Места отбора и выпуска воздуха

Назначение	Место отбора	Место сброса	Относительная величина
САУРЗ турбины НД	за подпорными ступенями	на срез сопла наружного контура	0,013
САУРЗ турбины ВД	за подпорными ступенями	на срез сопла наружного контура	0,013
Вентиляция подкапотного пространства	за подпорными ступенями	на срез сопла наружного контура	—
Наддув уплотнений масляных полостей	за 1-ой ступенью КВД	через систему суфлирования в атмосферу	0,0022
Самолетные нужды	за 4-ой ступенью КВД	—	—
Герметизация и охлаждение турбины НД	за 4-ой ступенью КВД	за турбиной ВД	0,0132
Разгрузка РУП ротора НД	за 4-ой ступенью КВД	за турбиной НД	0,0071
Охлаждения 2-го СА турбины ВД	за 7-ой ступенью КВД	за 2-ым СА ТВД	—

Продолжение таблицы 2.3

Назначение	Место отбора	Место сброса	Относительная величина
Охлаждение дисков турбины ВД	за 7-ой ступенью КВД	за и перед 2-ым СА ТВД	0,0082
Самолетные нужды	за 7-ой ступенью КВД	—	—
Самолетные нужды	за 10-ой ступенью КВД	—	—
Охлаждение СА 1-ой ступени турбины ВД	вторичный воздух КС	за и перед 1-ым СА ТВД	0,03
Охлаждение РК 1-ой ступени турбины ВД	вторичный воздух КС	за и перед 1-ым РК ТВД	0,02

По данным проектного расчета крейсерского режима работы получены площади характерных сечений (таблица 2.4). Пересчет данных результатов для выполненного двигателя позволяет получить параметры на взлетном режиме работы, режиме малый газ и др. Полные данные термогазодинамического расчета модели двигателя GE90 представлены в приложении А.

Таблица 2.4 — Площади характерных сечений двигателя, м²

Сечение входа в вентилятор	7,4808
Компрессор ВД	0,4699
Площадь минимального сечения 1СА турбины ВД	0,0386
Площадь минимального сечения 1СА турбины НД	0,1886
Площадь критического сечения сопла внутреннего контура	1.5117
Площадь критического сечения сопла наружного контура	3,6427

2.2 Определение параметров систем внутреннего воздухоснабжения на рабочих режимах с помощью программы расчета систем охлаждения газовых турбин

По известной геометрии каналов и значениям газодинамических параметров (как правило — давления и температуры) необходимо определить параметры потоков по всей сети. При этом расчет должен учитывать влияние подогрева потока, поскольку температуры элементов системы обладают значительной неравномерностью.

Программа расчета систем охлаждения газовых турбин [3, 14], разработанная в Харьковском политехническом институте (ХПИ), служит для решения обозначенной выше задачи. Метод расчета, реализованный в ХПИ, основан на представлении системы охлаждения в виде графа, из которого выделяются базисные хорды и строится минимальное дерево. Математическая модель описывается соотношениями, вытекающими из законов Кирхгофа, и замыкающим соотношением, характеризующим взаимосвязь между напором, гидравлическим сопротивлением и расходом в ветвях графа. В результате ряда преобразований получается система уравнений относительно приращений на хордах графа. Количество уравнений равно числу линейно независимых контуров, благодаря чему существенно сокращается время расчета. Расчет выполняется методом последовательных приближений с учетом подогрева воздуха в каналах системы охлаждения.

Упрощенный алгоритм расчета представлен на рисунке 2.4.

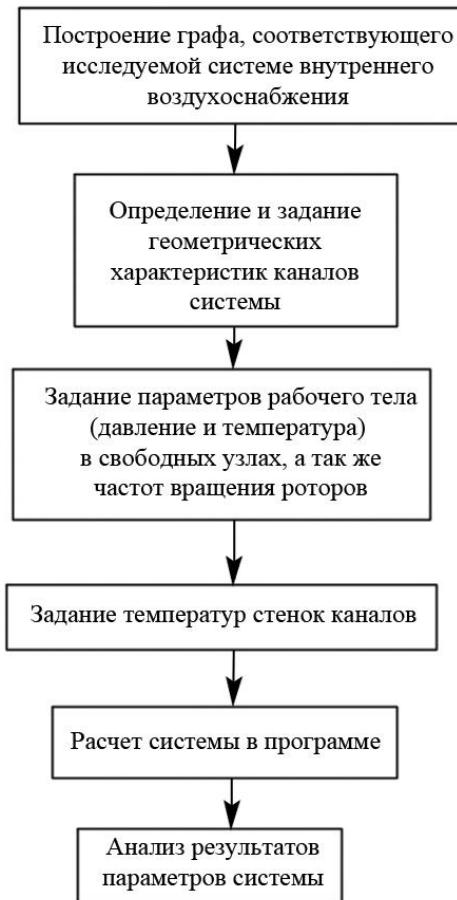


Рисунок 2.4 – Алгоритм расчета

Рассмотрим более подробно каждый из обозначенных этапов.

2.2.1 Общие данные о работе с программой ХПИ

В работе программа ХПИ использует два основных компонента:

- GeneralWindow.exe — GUI-модуль программы, используется для создания файла конфигурации решателя name.ini;
- ANSYS_Solu.exe — непосредственно решатель.

Указанные файлы программы должны находиться в одном каталоге. GUI-модуль программы имеет вид, показанный на рисунке 2.5. Для работы программы необходимо указать 4 файла:

- 1 Файл описания геометрии каналов;
- 2 Файл режимов работы двигателя;
- 3 Файл температуры стенок каналов;
- 4 Файл, в который будут выведены результаты расчета.

Все перечисленные файлы имеют текстовый формат с разделителями-запятыми.

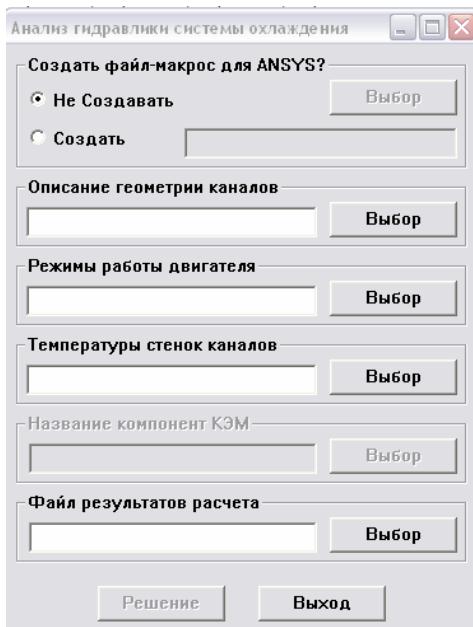


Рисунок 2.5 — GUI-модуль программы ХПИ

Для создания файлов исходных данных используется файл электронных таблиц data.xls (автор — Сухов М.В.). Более подробно процесс формирования исходных данных рассмотрен в следующем разделе.

2.2.2 Задание геометрических параметров системы внутреннего воздухоснабжения

Для определения геометрических параметров система внутреннего воздухоснабжения разбивается на геометрически однородные участки. Параметры участков определяются на первом листе xls-файла (рисунок 2.6). Этот лист состоит из двух основных таблиц: верхней и нижней. В верхней определяются общие параметры системы (число элементов, число свободных узлов и т.д.) и параметры работы вычислительного аппарата системы. Вторая таблица содержит данные непосредственно о каналах системы и их взаимосвязи.

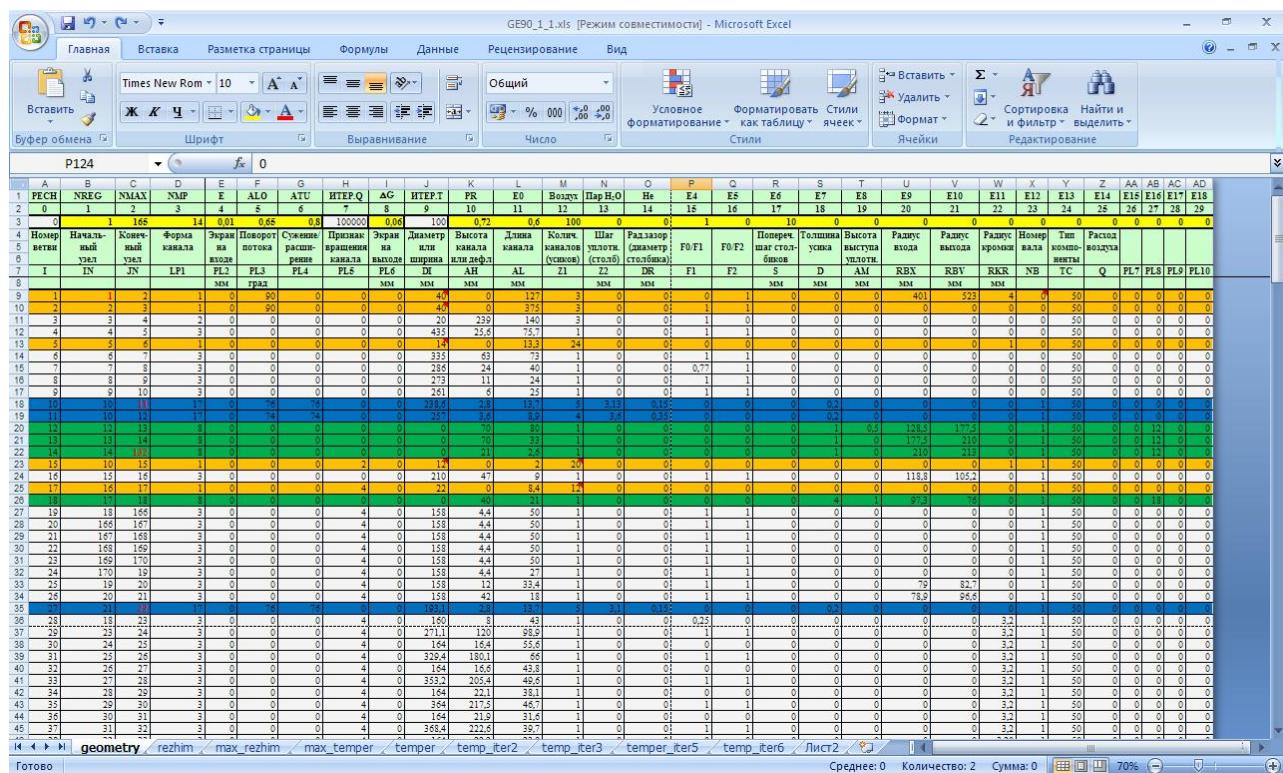


Рисунок 2.6 – Лист исходных данных (вкладка геометрия)

Полная таблица геометрии представлена в приложении Б.

Значение параметров работы вычислительного аппарата программы показано в таблице

2.5.

Таблица 2.5 — Параметры, определяющие работу вычислительного аппарата программы

Обозначение на листе	Параметр
NMAX	общее количество ветвей (каналов) в системе охлаждения; максимально возможное количество каналов, предусмотренное программой, равно 300
NMP	количество внешних узлов системы охлаждения, то есть таких узлов, через которые подается охлаждающий воздух в систему охлаждения, или из которых происходит выход воздуха из системы в проточную часть; в этих узлах известны значения давления и температуры подаваемого воздуха или горячего газа в соответствующих местах проточной части турбины
E	относительная погрешность в определении расходов воздуха в каналах, допускаемая при учете влияния подогрева воздуха
PECH	признак внутренней печати, которая предусмотрена в программе, кроме основной печати исходных данных и результатов расчета; если задать PECH = 0, то внутренняя печать не будет включена, а если задать PECH = 1 и одновременно задать E5 = N, где N – номер приближения по учету влияния подогрева воздуха, то получим распечатку дополнительных данных, вычисленных на указанном приближении N
ALO	коэффициент, учитывающий снижение интенсивности теплоотдачи в каналах с ламинарным режимом течения при одностороннем теплообмене. Рекомендуемое значение – 0.65

ATU	коэффициент, учитывающий снижение интенсивности теплоотдачи в канал с турбулентным режимом течения при одностороннем теплообмене. Рекомендуемое значение – 0.8
ИТЕР.Q	предельно допустимое количество итераций в уточнении расходов воздуха при удовлетворении второму закону Кирхгофа для замкнутых контуров; если за указанное количество итераций по расходу Q процесс не сходится, значит рассматриваемая система плохо обусловлена и заданная точность расчета не может быть достигнута
ΔG	относительная погрешность в определении расхода воздуха в каналах, допускаемая при решении системы уравнений для замкнутых контуров в соответствии со вторым законом Кирхгофа; при достижении заданной точности итераций по уточнению расходов в каналах заканчиваются и переходим к следующему приближению по учету влияния подогрева воздуха в каналах
ИТЕР.Т	максимально допустимое количество итераций по учету влияния подогрева воздуха в каналах; если за указанное количество итераций по температуре заданная точность не достигается, то расчет прекращается и выводится на печать результаты, полученные в последнем приближении
PR	число Прандтля по средним параметрам охлаждающего воздуха в каналах
E0	предельный расход воздуха в каналах для уточнения влияния подогрева воздуха; если в некоторых каналах расход воздуха меньше предельной величины E0, то для уменьшения количества итераций по температуре проверка точности в этих каналах не производится
E4	признак учета центробежных сил, если E4 =1, то расчет производится с учетом центробежных сил, если E4= 0 – расчет без учета центробежных сил
E5	количество интервалов на которые разбивается участок на боковой поверхности диска при определении значения коэффициента закрутки потока вдоль радиуса диска
E1, E2, E2, E7, E8	пока свободны и в исходных данных не задаются

В таблице 2.6 представлены типы каналов, рассчитываемые в программе.

Таблица 2.6 — Типы каналов системы

Значение параметра LP1	Тип канала
LP1=1	Круглый канал
LP1=2	Плоский канал
LP1=3	Кольцевой канал
LP1=5	Плоский канал со столбиками турбулизаторами
LP1=7	Плоская поверхность, обдуваемая рядом круглых струй через отверстия в расположенной напротив перфорированной пластине
LP1=8	Боковая поверхность врачающегося диска, обдуваемая воздухом
LP1=9	Система отверстий при выдуве через них воздуха в плоский канал со сносящим автономным потоком и на обдуваемом

	участке плоского канала
LP1=10	Участок струйного обдува в плоском канале с автономным сносящим потоком
LP1=11	Подкручивающая решетка
LP1=12	Каналы, расположенные в охлаждаемой лопатке
LP1=17	Лабиринтное уплотнение

Исходные данные, характеризующие каналы систем внутреннего воздухоснабжения включают максимально 30 пунктов. В зависимости от типа канала заполняются те или иные из 30 пунктов. Ниже представлены описания каждого канала с расшифровками параметров, характеризующих определенные геометрические характеристики.

2.2.2.1 Описание параметров, задаваемых в типах каналов

Ниже представлены параметры, которые одинаковы для всех типов каналов. Так же показаны особенности некоторых параметров.

I – номер ветви;

IN – номер начального узла;

JN – номер конечного узла;

Q – расход воздуха, задаваемый в входных каналах системы охлаждения, если величина расхода не задается, то Q=0;

TC=50;

Если PL10=9, то для любого типа канала не вычисляются коэффициенты гидравлического сопротивления $\xi_{\text{сум}}$, а задаются в исходных данных в массиве PL2: при этом геометрические размеры канала все равно задаются в исходных данных для вычисления значений скоростей и коэффициентов теплоотдачи.

Отношение длины канала к его гидравлическому диаметру должно быть не больше 20. В случае «длинных» каналов превышающих это ограничение они должны быть поделены на несколько «коротких».

КРУГЛЫЙ КАНАЛ – LP1=1

PL2 – расстояние до экрана на входе в канал;

PL3 – угол поворота в канале;

PL4 – величина местного сужения в виде отношения площади проходного сечения в месте сужения к площади проходного сечения основного канала;

PL5 – признак вращения канала:

- PL5=0 – канал не вращается;
- PL5=1 – во вращающейся канал воздух поступает из неподвижной полости в корпусе и входит в такую же неподвижную полость (канал вращающийся);
- PL5=2 – воздух поступает из неподвижной полости в корпусе и выходит в полость вращающего ротора;
- PL5=3 – воздух поступает из вращающейся полости ротора и выходит в неподвижную полость корпуса;
- PL5=4 – воздух поступает из вращающейся полости ротора и выходит в вращающуюся полость.

PL6 – расстояние до экрана на выходе из канала;

DI – диаметр канала;

AL – длина канала;

ZI – количество каналов;

DR – коэффициент для вращающихся вертикальных или наклонных каналов, учитывающий степень изменения температуры в канале под воздействием центробежного эффекта ($K=0-1$);

F1 – отношение площади проходного сечения канала к площади на входе в канал (при $F1 \geq 1$, принимаем $F1=1$);

F2 – отношение площади проходного сечения к площади на выходе из канала (при $F2 \geq 1$, принимаем $F2=1$);

Для учета влияния ц/б сил задаются: RBX – радиус входа в канал;

RBV – радиус выхода из канала;

RKR – радиусы скругления кромок на входе и выходе из канала;

Для вращающихся каналов задается: NB – номер вала;

PL7 – показатель степени r в приближенной зависимости распределения температурного напора $t_{cr}-t_b=Kx^r$ по длине канала;

PL10=1 – для канала в ободе диска, расположенного напротив подкручивающей решетки.

ПЛОСКИЙ КАНАЛ – LP1=2

PL2 – расстояние до экрана на входе в канал;

PL3 – угол поворота в канале;

PL4 – величина местного сужения в виде отношения площади проходного сечения в месте сужения к площади проходного сечения основного канала;

PL5 – признак вращения канала:

- PL5=0 – канал не вращается;
- PL5=1 – во вращающейся канал воздух поступает из неподвижной полости в корпусе и входит в такую же неподвижную полость (канал вращающийся);
- PL5=2 – воздух поступает из неподвижной полости в корпусе и выходит в полость вращающего ротора;
- PL5=3 – воздух поступает из вращающейся полости ротора и выходит в неподвижную полость корпуса;
- PL5=4 – воздух поступает из вращающейся полости ротора и выходит в вращающуюся полость.

PL6 – расстояние до экрана на выходе из канала;

DI – ширина плоского канала;

AH – высота канала;

AL – длина канала;

ZI – количество каналов;

DR – коэффициент для вращающихся вертикальных или наклонных каналов, учитывающий степень изменения температуры в канале под воздействием центробежного эффекта ($K=0-1$);

F1 – отношение площади проходного сечения канала к площади на входе в канал (при $F1 \geq 1$, принимаем $F1=1$);

F2 – отношение площади проходного сечения к площади на выходе из канала (при $F2 \geq 1$, принимаем $F2=1$);

D – Признак подогрева в каналах:

- D=9 – односторонний подогрев;
- D=0 – двусторонний подогрев;

Для учета влияния ц/б сил задаются: RBX – радиус входа в канал;

RBV – радиус выхода из канала;

RKR – радиусы скругления кромок на входе и выходе из канала;

Для вращающихся каналов задается: NB – номер вала;

PL7 – показатель степени r в приближенной зависимости распределения температурного напора $t_{cr}-t_b=Kx^r$ по длине канала;

PL9:

- PL9=0 – обычный плоский канал;
- PL9=1 – плоский канал в охлаждаемой лопатки после струйного обдува входной кромки;

PL10=1 – для канала в ободе диска, расположенного напротив подкручивающей решетки.

КОЛЬЦЕВОЙ КАНАЛ – LP1=3

PL2 – расстояние до экрана на входе в канал;

PL3 – угол поворота в канале;

PL4 – величина местного сужения в виде отношения площади проходного сечения в месте сужения к площади проходного сечения основного канала;

PL5 – признак вращения канала:

- PL5=0 – канал не вращается;
- PL5=1 – во вращающейся канал воздух поступает из неподвижной полости в корпусе и входит в такую же неподвижную полость (канал вращающийся);
- PL5=2 – воздух поступает из неподвижной полости в корпусе и выходит в полость вращающегося ротора;
- PL5=3 – воздух поступает из вращающейся полости ротора и выходит в неподвижную полость корпуса;
- PL5=4 – воздух поступает из вращающейся полости ротора и выходит в вращающуюся полость.

PL6 – расстояние до экрана на выходе из канала;

DI – средний диаметр;

AH – высота канала;

AL – длина канала;

ZI=1 – показывает, что один кольцевой канал;

DR – коэффициент для вращающихся вертикальных или наклонных каналов, учитывающий степень изменения температуры в канале под воздействием центробежного эффекта ($K=0-1$);

F1 – отношение площади проходного сечения канала к площади на входе в канал (при $F1 \geq 1$, принимаем $F1=1$);

F2 – отношение площади проходного сечения к площади на выходе из канала (при $F2 \geq 1$, принимаем $F2=1$);

D – Признак подогрева в каналах:

- D=9 – односторонний подогрев;
- D=0 – двусторонний подогрев;

Для учета влияния ц/б сил задаются: RBX – радиус входа в канал;

RBV – радиус выхода из канала;

RKR – радиусы скругления кромок на входе и выходе из канала;

Для вращающихся каналов задается: NB – номер вала;

PL7 – показатель степени r в приближенной зависимости распределения температурного напора $t_{cr}-t_b=Kx^r$ по длине канала;

PL9:

- PL9=0 – для обычного кольцевого канала;
- PL9=1 – для кольцевого канала, расположенного после системы отверстий в торцевой стенке;

PL10=1 – для канала в ободе диска, расположенного напротив подкручивающей решетки.

УПЛОТНЕНИЕ – LP1=17

PL3 – угол наклона гребешков на входе;

PL4 – угол наклона гребешков на выходе;

DI – средний диаметр;

AH – высота камеры уплотнения;

AL – длина уплотнения;

Z1 – количество уплотнительных усиков;

Z2 – шаг уплотнения (Z2 стоит в знаменателе зависимости определения коэффициента расхода через уплотнение и поэтому не может равняться нулю);

DR – радиальный зазор;

D – толщина кромки усика;

AM – высота выступа уплотнения (для гладкого AM=0).

ТЕЧЕНИЕ ВДОЛЬ ПОЛОТНА ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ДИСКА – LP1=8

AH – расстояние между диском и корпусом или между двумя дисками;

Z1=1 – показывает, что канал единственный;

DR – коэффициент для вращающихся вертикальных или наклонных каналов, учитывающий степень изменения температуры в канале под воздействием центробежного эффекта (K=0-1);

F2 – среднее значение коэффициента закрутки потока (если мы хотим его не рассчитывать программно, а задать по имеющимся экспериментальным данным);

D – тип течения вдоль диска:

- D=1 – течение между диском и корпусом от центра к периферии;
- D=2 – течение между диском и корпусом от периферии к центру;
- D=3 – течение между двумя вращающимися дисками от центра к периферии;
- D=4 – течение между двумя вращающимися дисками от периферии к центру;
- D=5 – струйный обдув боковой поверхности диска;
- D=6 – течение на боковой поверхности диска выше зоны струйного обдува;

При D=5, 6 дополнительно задаются:

PL6 – радиус, на котором расположены отверстия струйного обдува;

Z1 – количество отверстий струйного обдува;

DR – диаметр отверстий струйного обдува.

AM – коэффициент начальной закрутки (AM может быть равной 0, 0.5, 1);

RBX – радиус на котором охладитель подводится к полотну диска;

RBV – радиус, на котором заканчивается течение вдоль полотна диска;

NB – номер вала, на котором расположен диск;

PL7 – показатель степени закона распределения температурного напора (от 1 до 4);

PL8 – номер ветви, с которой начинается течение вдоль полотна диска (если все полотно диска представлено на гидравлической схеме в виде одной ветви, то PL8 равняется номеру этой ветви,

а если полотно диска разбито на несколько участков, то для каждого из них PL8 задается равным номеру ветви, соответствующей первому участку в направлении течения);
PL10=2 – к диску подводится воздух после подкручивающей решетки.

ЗОНА СТРУЙНОГО ОБДУВА ВХОДНОЙ КРОМКИ ОХЛАЖДАЕМОЙ ЛОПАТКИ ЧЕРЕЗ СИСТЕМУ ОТВЕРСТИЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ В ДЕФЛЕКТОРЕ – LP1=5

PL3 – угол поворота потока;

DI – диаметр отверстий, через которые осуществляется струйный обдув входной кромки;
AH – высота дефлектора в зоне входной кромки;

AL – длина внутренней поверхности оболочки лопатки, относящейся к входной кромке;

Z1 – количество отверстий для струйного обдува в одной лопатке;

F1 – отношение площади проходного сечения всех отверстий к площадям проходного сечения на входе в отверстия;

F2 – отношение площади проходного сечения всех отверстий к площадям проходного сечения на выходе из отверстий;

PL8 – количество лопаток в ступени;

PL10:

- PL10=0 – расчет теплообмена при струйном обдуве входной кромки лопатки из отверстий дефлектора выполняется по методике ИТТФ;
- PL10=1 – по методике КАЗ;

При PL10=1 задается

PL6 – расстояние от носика дефлектора до входной кромки.

Примечание: при желании всю высоту охлаждаемой лопатки можно разбить на несколько участков и перечисленные выше характеристики задать отдельно для каждого участка.

ПЛОСКИЕ КАНАЛЫ С ЦИЛИНДРИЧЕСКИМИ ТУРБУЛИЗАТОРАМИ – LP1=6

DI – ширина канала по незагроможденному сечению;

AH – высота канала;

AL – длина канала в зоне расположения турбулизаторов;

Z1 – количество каналов;

Z2 – продольный шаг между турбулизаторами;

DR – диаметр турбулизаторов;

F1, F2 – соотношение площадей;

S – поперечный шаг между турбулизаторами;

D – Признак подогрева в каналах:

- D=9 – односторонний подогрев;
- D=0 – двусторонний подогрев;

PL9:

- PL9=1 для шахматного расположения турбулизаторов;
- PL9=2 для коридорного расположения турбулизаторов;

PL10:

- PL10=0 – для расчета коэффициентов гидравлического сопротивления и теплоотдачи по методике НЗЛ;
- PL10=1 – для расчета по методике ЦИАМ.

СТРУЙНЫЙ ОБДУВ ПОЛОК ЛОПАТОК ИЛИ ДРУГИХ ПЛОСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ СИСТЕМОЙ МНОГОРЯДНЫХ СТРУЙ БЕЗ АВТОНОМНОГО СНОСЯЩЕГО ПОТОКА – LP1=7

DI – ширина канала;

AH – высота плоского канала между обдуваемой поверхностью и перфорированной пластиной;

Z1 – количество отверстий в перфорированной пластине в одной лопатке (или в одном канале);

DR – диаметр отверстий струйного обдува;

S – шаг между отверстиями в перфорированной пластине;

PL8 – количество лопаток (или параллельных каналов);

PL9:

- PL9=0 – при течении охладителя после струйного обдува в одном направлении;
- PL9=1 – при растекании охладителя после струйного обдува в двух направлениях.

СИСТЕМА ОТВЕРСТИЙ СТРУЙНОГО ОБДУВА ПОВЕРХНОСТИ ПРИ НАЛИЧИИ АВТОНОМНОГО СНОСЯЩЕГО ПОТОКА – LP1=9

DI – диаметр отверстий;

AL – толщина стенки, через которую выдувается воздух;

Z1 – количество отверстий в одной лопатке;

PL8 – количество лопаток в ступени или количество одинаковых параллельных каналов.

УЧАСТОК ПЛОСКОГО КАНАЛА, ОБДУВАЕМОГО

СИСТЕМОЙ СТРУЙ ПРИ НАЛИЧИИ АВТОНОМНОГО СНОСЯЩЕГО ПОТОКА – LP1=10

DI – ширина канала;

AH – высота канала, равная расстоянию от обдуваемой поверхности до перфорированной пластины;

AL – длина канала в зоне струйного обдува;

Z1 – количество каналов в лопатке;

PL8 – количество лопаток.

ПОДКРУЧИВАЮЩАЯ СОПЛОВАЯ РЕШЕТКА – LP1=11

PL3 – угол выхода из решетки;

PL4 – коэффициент скорости для сопловой решетки (0,6);

DI – ширина межлопаточного канала, равная шагу лопаток в решетке;

AH – высота канала, равная высоте лопаток;

AL – длина канала, равная полупериметру профиля лопаток;

Z1 – количество лопаток в ступени;

RBX=RBV – средний радиус решетки;

NB – номер вала, к которому подводит воздух подкручивающая решетка.

КАНАЛЫ, РАСПОЛОЖЕННЫЕ

В ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЛОПАТКЕ – LP1=12

PL2 – расстояние до экрана на входе в канал;

PL3 – угол поворота в канале;

PL4 – величина местного сужения в виде отношения площади проходного сечения в месте сужения к площади проходного сечения основного канала;

PL5 – признак вращения канала:

- PL5=0 – канал не вращается;
- PL5=1 – во вращающейся канал воздух поступает из неподвижной полости в корпусе и входит в такую же неподвижную полость (канал вращающийся);
- PL5=2 – воздух поступает из неподвижной полости в корпусе и выходит в полость вращающего ротора;
- PL5=3 – воздух поступает из вращающейся полости ротора и выходит в неподвижную полость корпуса;
- PL5=4 – воздух поступает из вращающейся полости ротора и выходит в вращающуюся полость.

PL6 – расстояние до экрана на выходе из канала;

DI – ширина канала (или его диаметр);

AH – высота канала;

AL – длина канала;

Z1 – количество параллельных каналов в одной лопатке;

DR – коэффициент для вращающихся вертикальных или наклонных каналов, учитывающий степень изменения температуры в канале под воздействием центробежного эффекта ($K=0-1$);

F1 – отношение площади проходного сечения канала к площади на входе в канал (при $F1 \geq 1$, принимаем $F1=1$);

F2 – отношение площади проходного сечения к площади на выходе из канала (при $F2 \geq 1$, принимаем $F2=1$);

D – Признак подогрева в каналах:

- D=9 – односторонний подогрев;
- D=0 – двусторонний подогрев;

Для учета влияния ц/б сил задаются: RBX – радиус входа в канал;

RBV – радиус выхода из канала;

RKR – радиусы скругления кромок на входе и выходе из канала;

Для вращающихся каналов задается: NB – номер вала;

PL7 – показатель степени p в приближенной зависимости распределения температурного напора $t_{cr}-t_b=Kx^p$ по длине канала;

PL8 – количество лопаток в ступени;

PL9:

- PL9=0 – обычный плоский канал;
- PL9=1 – плоский канал в охлаждаемой лопатки после струйного обдува входной кромки;

PL10=1 – для канала в ободе диска, расположенного напротив подкручивающей решетки.

Все геометрические размеры каналов задаются в мм. По перечисленным выше исходным данным в программе вычисляются площади проходных сечений каналов, периметры и поверхности теплосъема, гидравлические и тепловые характерные размеры, коэффициенты гидравлического сопротивления с учетом зависимости физических параметров воздуха по тракту системы охлаждения, расход воздуха по каналам с учетом влияния его подогрева.

2.2.3 Задание режима работы двигателя и граничных условий системы

Вкладка задания режима работы двигателя показана на рисунке 2.7. В таблице перечислены свободные узлы системы, в которых известны газодинамические параметры (давление и температура). Давления в узлах задаются в кг/см², температуры — в °С. В зависимости от конфигурации отбора или сброса воздуха, в качестве граничного давления может указываться статическое или полное давление. В качестве всех температур задаются полные. В нижней части таблицы указываются обороты роторов в об/мин.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
3	св-з узла	в узле	в узле									
4		кг/см ²	град.С									
5	1	1,14	79,7									
6	11	0,95	120									
7	22	0,95	120									
8	44	0,84	120									
9	51	0,84	120									
10	57	0,4	-54									
11	69	0,7	120									
12	80	0,7	120									
13	82	0,4	-54									
14	83	3,41	220,2									
15	101	0,35	311,9									
16	131	2,68	677,6									
17	132	0,72	32,3									
18	140	2,68	677,6									
19	Вал N1	Вал N2	Вал N3									
20	9653	2069	0									
21												
22												
23												
24												
25												
26												
27												
28												
29												

Рисунок 2.7 — Параметры режима работы двигателя

2.2.4 Задание температуры стенок каналов

Последняя вкладка определяет подогрев потока в элементах системы. Для его задания необходимо указать среднюю температуру стенок каналов. Как правило, на этапе проектирования системы эти значения не известны. Поэтому задача должна решаться методом последовательных приближений. В первом приближении температуры задаются по данным прототипа или из опыта проектирования систем охлаждения. Для поверочных расчетов обычно одного приближения по температурам стенок каналов бывает достаточно. Если же целью расчета является точное определение параметров потока в цепи системы воздухоснабжения, то число итераций должно быть увеличено. Общий вид таблицы температур стенок каналов показан на рисунке 2.8. Таблица частично повторяет данные листа геометрии системы (первые 3 столбца определяют соответственно номер элемента, начальный и конечный узлы). Как и в предыдущих случаях, все температуры задаются в °С.

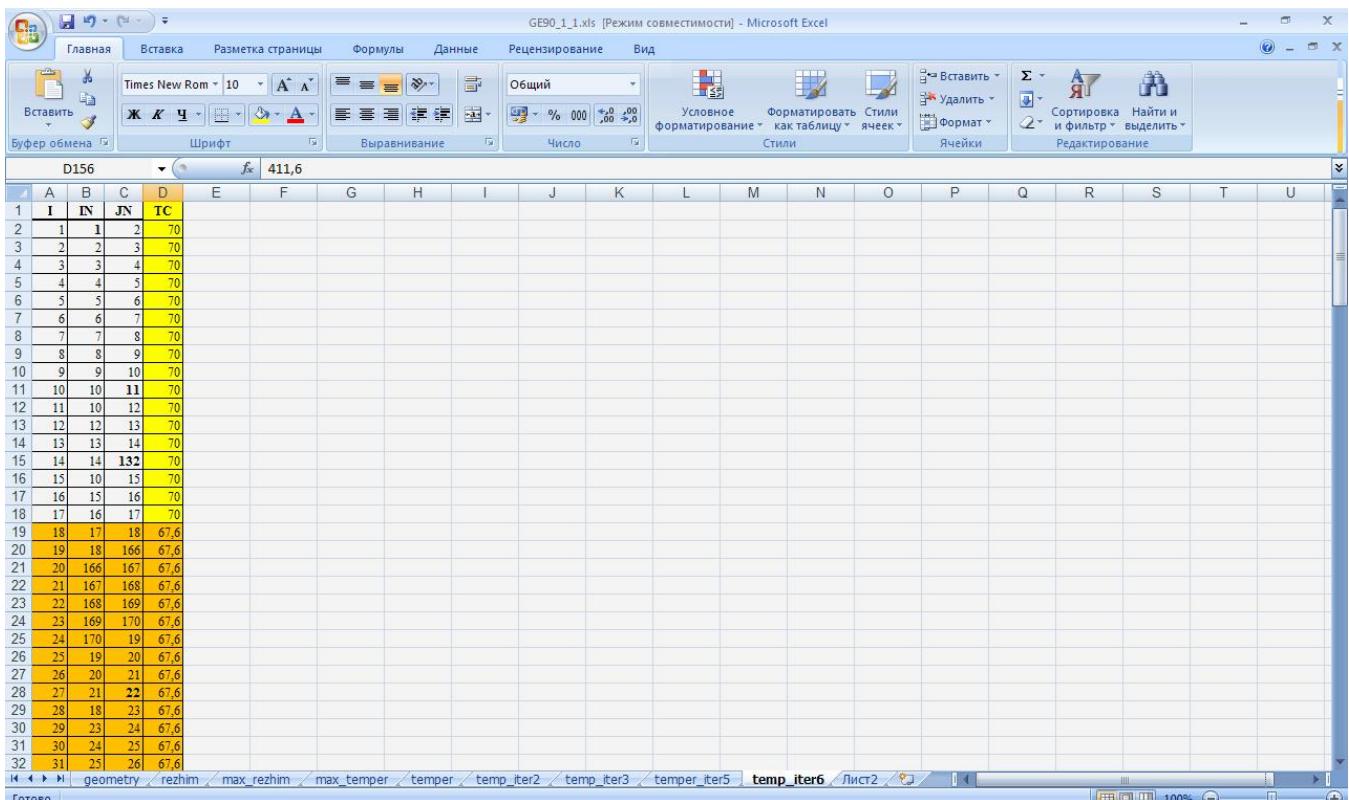


Рисунок 2.8 – Температуры стенок каналов

2.2.5 Результаты расчета СВВ

После задания всех исходных данных и выполнения решения программы создает файл результатов расчета. Этот файл имеет текстовый формат с разделителями-запятыми (как и входные файлы программы) и расширение, как правило, *.csv. В первой таблице файла содержатся рассчитанные геометрические параметры элементов системы. В дальнейших расчетах они не участвуют и несут сугубо информативную нагрузку. Во второй таблице файла результатов содержится информация непосредственно о поведении воздушных потоков в элементах системы.

Обозначение и расшифровка рассчитанных параметров системы внутреннего воздухоснабжения представлены в таблице 2.7.

Таблица 2.7 - Рассчитанные параметры системы воздухоснабжения

Обозначение в файле результатов	Расшифровка
I	Номер канала. Повторяет нумерацию из входного файла геометрии каналов
IN	Номер входного узла канала
PN	Давление во входном узле
JN	Номер выходного узла канала
PN	Давление в выходном узле канала
PSR	Среднее давление в канале
TV	Температура воздуха в канале
W	Скорость воздушного потока
Q	Расход воздуха через рассматриваемый элемент. Если расход имеет отрицательное значение, то течение происходит из

	выходного узла во входной
RE	Число Рейнольдса
SISU	Гидравлическое сопротивление канала
A	Коэффициент теплоотдачи стенки канала
TN	Температура во входном узле
TK	Температура в выходном узле

На рисунке 2.9 показаны результаты расчета параметров системы охлаждения на примере турбины НД GE-90.

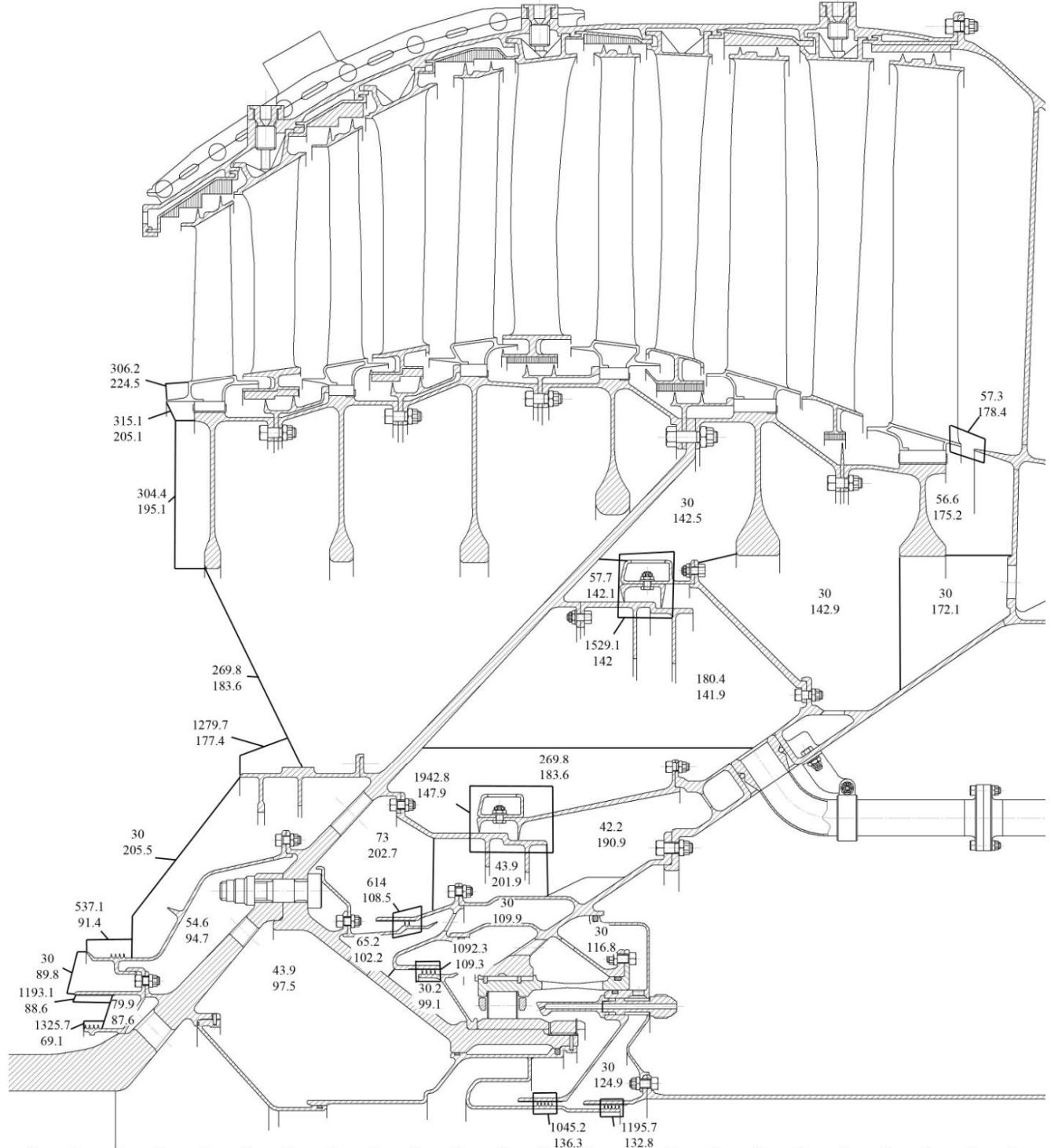


Рисунок 2.9 — Результаты расчета параметров системы на крейсерском режиме

верхнее значение – коэффициент теплоотдачи α , $\left[\frac{Bm}{m^2 \cdot K} \right]$;

нижнее значение – температура воздуха T , [К]

На рисунке показаны значения коэффициентов теплоотдачи и температур воздуха. Полученные результаты будут использованы в дальнейшем при расчете температурного состояния двигателя.

По результатам расчета может быть проведена оценка соответствия системы охлаждения требованиям технического задания. Если система охлаждения проектируется по прототипу, то может быть произведено сравнение системы с прототипом.

Полная таблица результатов расчета на крейсерском режиме работы представлена в приложении В.

Результат окончательного расчета системы внутреннего воздухоснабжения на крейсерском режиме работы после уточнения температуры стенок и геометрии каналов показан на рисунке 2.10.

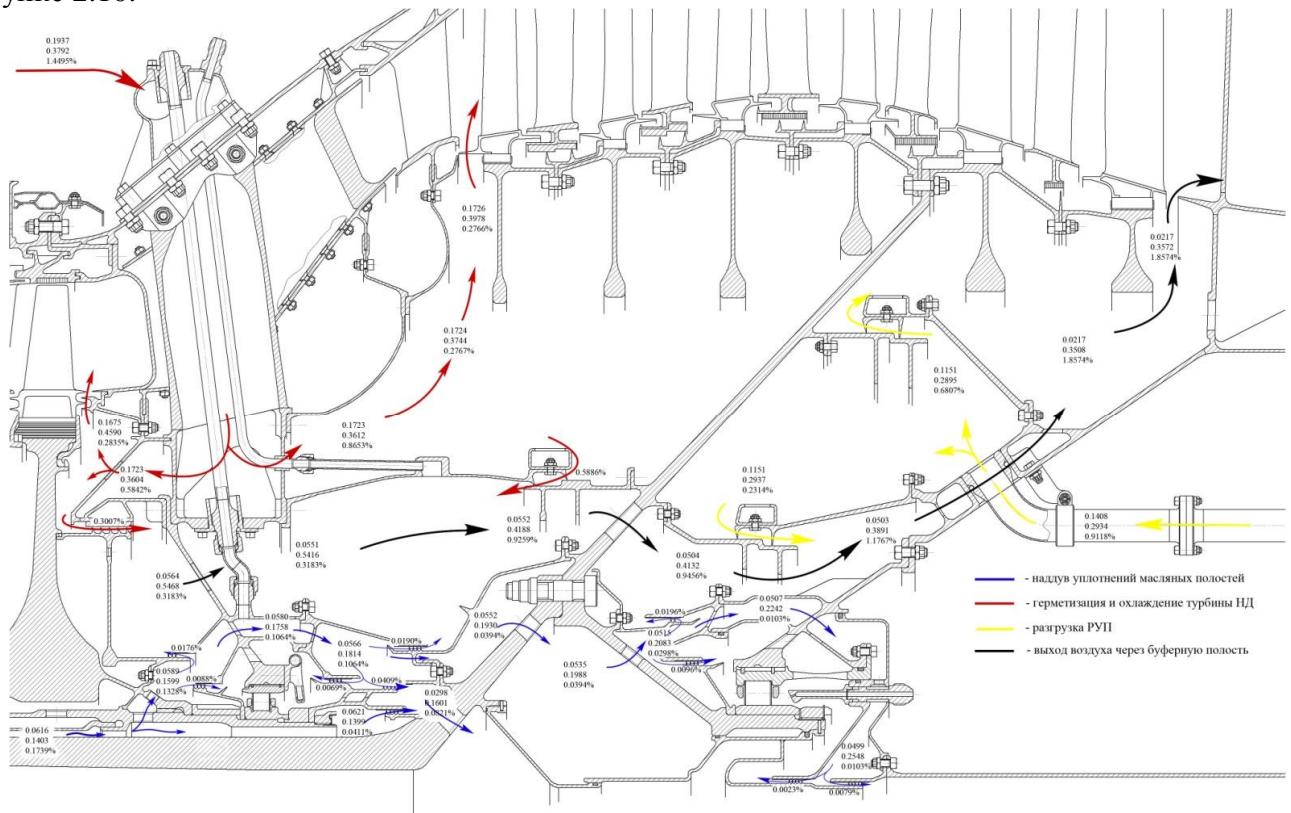


Рисунок 2.10 – Результаты окончательного расчета крейсерского режима работы

верхнее значение – относительное давление $\bar{p} = \frac{p^*}{p_K}$; среднее значение – относительная

температура $\bar{T} = \frac{T^*}{T_k^*}$; нижнее значение – относительная величина расхода воздуха $\bar{G} = \frac{G}{G_k} \cdot 100\%$

2.3 Моделирование теплового состояния двигателя

Как и любой расчет в конечно-элементных системах, весь процесс расчета можно условно поделить на несколько основных этапов:

- определение области рассматриваемой задачи (структурный расчет, тепловой расчет, расчет собственных форм колебаний, анализ гармонического отклика системы и другие);
- выбор типа расчета (стационарный, нестационарный);
- выбор типа конечных элементов;
- создание конечно-элементной сетки;
- создание моделей материалов;
- определение граничных условий и приложение нагрузок;
- непосредственно решение задачи;
- анализ результатов, принятие решения о выполнении поставленной задачи.

Большинство из указанных этапов требуют индивидуального рассмотрения в зависимости от типа расчета, но некоторые из них (в частности, создание конечно-элементной сетки и моделей материалов) являются общими для любого анализа. Рассмотрим процесс расчета теплового состояния на примере ротора каскада низкого давления модели двигателя GE-90.

Для расчета сопряженной задачи «тепло-перемещения» могут быть использованы несколько способов:

- последовательный расчет, когда результаты теплового расчета прикладываются в виде тепловых нагрузок в структурном расчете;
- использование сопряженного решателя (тепловые и структурные нагрузки прикладываются в одном расчете).

Второй способ имеет определенные преимущества с точки зрения подготовки модели к расчету. ANSYS предоставляет несколько типов элементов, которые могут быть использованы для одновременного решения «тепло-перемещения». Но есть и существенные недостатки. Один из таких — отсутствие плоского элемента с определяемой толщиной. Поэтому сопряженное решение не будет рассматриваться. Для получения более подробной информации о решении сопряженных задач в ANSYS следует обратиться к сопроводительной документации.

2.3.1 Создание конечно-элементной сетки

Существует множество подходов к созданию конечно-элементной сетки. Она может быть создана как непосредственно в ANSYS на собственной, либо импортированной из любого 2D/3D пакета геометрии, так и в сторонних пакетах. Выбор способа создания сетки остается за пользователем и зависит от его навыков или предпочтений.

При расчете теплового состояния таких массивных узлов двигателя, как ротора каскадов или статор двигателя, как правило, используются 2-мерные осесимметричные модели. Понятно, что полное 3-мерное моделирование таких сложных физических объектов связано с большими трудностями в процессе реализации и получении решения, и выигрыш в точности расчета не компенсирует затрат на проведение расчета.

Ниже приведен общий подход к созданию конечно-элементной модели для теплового расчета:

- у всех осесимметричных конечных элементов существует ось симметрии. В ANSYS этой осью является ось OY глобальной декартовой системы координат (эта система не подлежит изменениям и обладает номером ноль, может быть активирована командой CSYS,0). Поэтому конечно-элементная модель должна быть расположена таким образом, чтобы ось вращения двигателя совпадала с осью OY;

- не стоит стремиться к тщательному совпадению сетки и геометрии модели. Точное моделирование мелких геометрических объектов (фаски, скругления, галтели) приводит в

большой мере к увеличению времени расчета, а не к увеличению точности полученных результатов;

- при моделировании тонкостенных оболочек число элементов по толщине оболочки следует выбирать не менее трех-четырех;

• детали вращения моделируются осесимметричными элементами; в качестве осесимметричного четырехузлового элемента для теплового расчета используется PLANE55 (более подробную информацию об элементах, применяемых в тепловых расчетах, можно почерпнуть в справочной документации ANSYS). Осесимметричный режим элементов включается командой KEYOPT, либо через GUI (Prep7->Element Type->Add/Edit/Delete->Options->Element Behavior — Axisymmetric). Понятно, что при таком способе решения рассматриваемой задачи не могут быть учтены все особенности и неоднородности в окружном направлении (отверстия в деталях вращения и другие);

• Лопатки ротора и статора моделируются пластины. Для этого выбирается поведение элемента PLANE55 Plane with thickness (Prep7->Element Type->Add/Edit/Delete->Options->Element Behavior — Plane w/thk). Такое поведение элемента PLANE55 требует задания дополнительных переменных (Real Constants). В качестве такой дополнительной переменной задается средняя толщина пера лопатки, умноженная на число лопаток. Средняя толщина должна назначаться таким образом, чтобы объем пера лопатки был близок к объему пластины, моделирующей лопатку);

• Сетка на лопатках должна быть строго регулярной с элементами приблизительно равной площади. Это необходимо для моделирования конвекции от потока рабочего тела к перу лопатки (рисунок 2.11);

• Для задания конвективного теплообмена используются одномерные элементы LINK34. Они связывают каждый узел пера с вершиной, к которой прикладывается температура потока (рисунок 2.12);

• В качестве констант для элемента LINK34 задается площадь поверхности конвективного теплообмена. Эта площадь может быть определена по формуле:

$$F = \frac{F_{\text{пл}}}{n_{\text{эл}}} K_{\vartheta} \cdot n_{\text{л}}$$

где $F_{\text{пл}}$ — площадь пластины, $n_{\text{эл}}$ — число элементов пластины, $n_{\text{л}}$ — число лопаток, K_{ϑ} — коэффициент, учитывающий кривизну лопатки (отношение действительной площади поверхности теплообмена к площади пластины);

• В качестве нагрузок в тепловом расчете задается конвективный теплообмен (в частности, коэффициент теплоотдачи a и температура потока). В качестве граничных условий — температура узлов (все узлы обладают степенью свободы «температура»);

• При задании температуры потока следует учесть, что к статорным деталям прикладывается температура торможения, а к роторным — температура торможения в относительном движении.

Руководствуясь обозначенными выше принципами, была построена конечно-элементная модель. Рекомендуется определять тепловое состояние деталей ротора и статора совместно. При структурном анализе для удобства расчета модель можно разделить на 2 составляющих: ротор и статор. Такое разделение позволит ускорить процесс расчета и использовать эти модели в нестационарном анализе. Общий вид созданной сетки на примере ротора НД модели двигателя GE90 показан на рисунке 2.13.

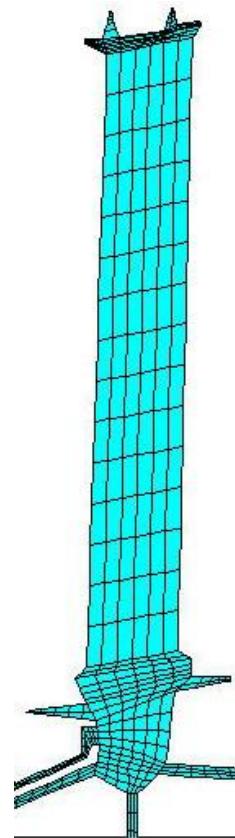


Рисунок 2.11 — Сетка для моделирования лопаток ТНД

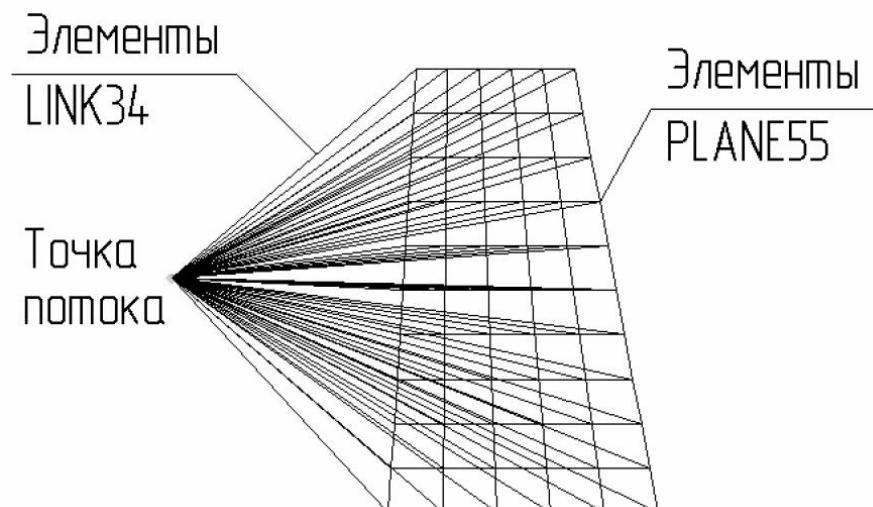


Рисунок 2.12 — Элементы LINK34 на лопатке турбины

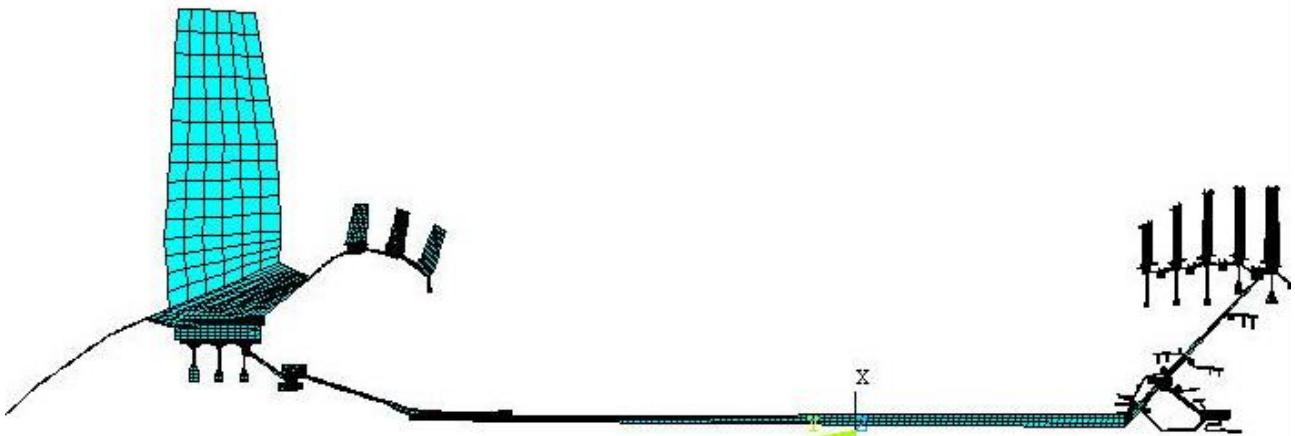


Рисунок 2.13 — Общий вид конечно-элементной сетки

2.3.2 Расчет элементов теплового состояния ротора на установившихся режимах

Для расчета температурного состояния на установившихся режимах работы двигателя к созданной конечно-элементной модели приложим нагрузки, полученные в результате расчета системы воздухоснабжения в программе ХПИ. На этом этапе интерес представляют значения коэффициентов теплоотдачи и температур воздуха в каналах системы. Приложение нагрузок осуществляется путем выполнения команды SF,,CONV... (Prep7->Loads->Define Loads->Apply->Thermal->Convection->On nodes) и SFL,,CONV... (Prep7->Loads->Define Loads->Apply->Thermal->Convection->On lines). В качестве параметра VAL1 (Film Coefficient) указывается коэффициент теплоотдачи а, VAL2I (Bulk Temperature) — температура воздушного потока.

Далее выбирается тип анализа — стационарный (Solution->Analysis Type->New Analysis — Steady-State). Для выполнения такого расчета, как правило, не требуется дополнительных настроек решения. Решение может быть запущено командой SOLVE.

Результаты расчета стационарного распределения температур по ротору каскада высокого давления крейсерском режиме работы показаны на рисунке 2.14.

На рисунке 2.15 приводится более подробная информация по температурам деталей турбины НД.

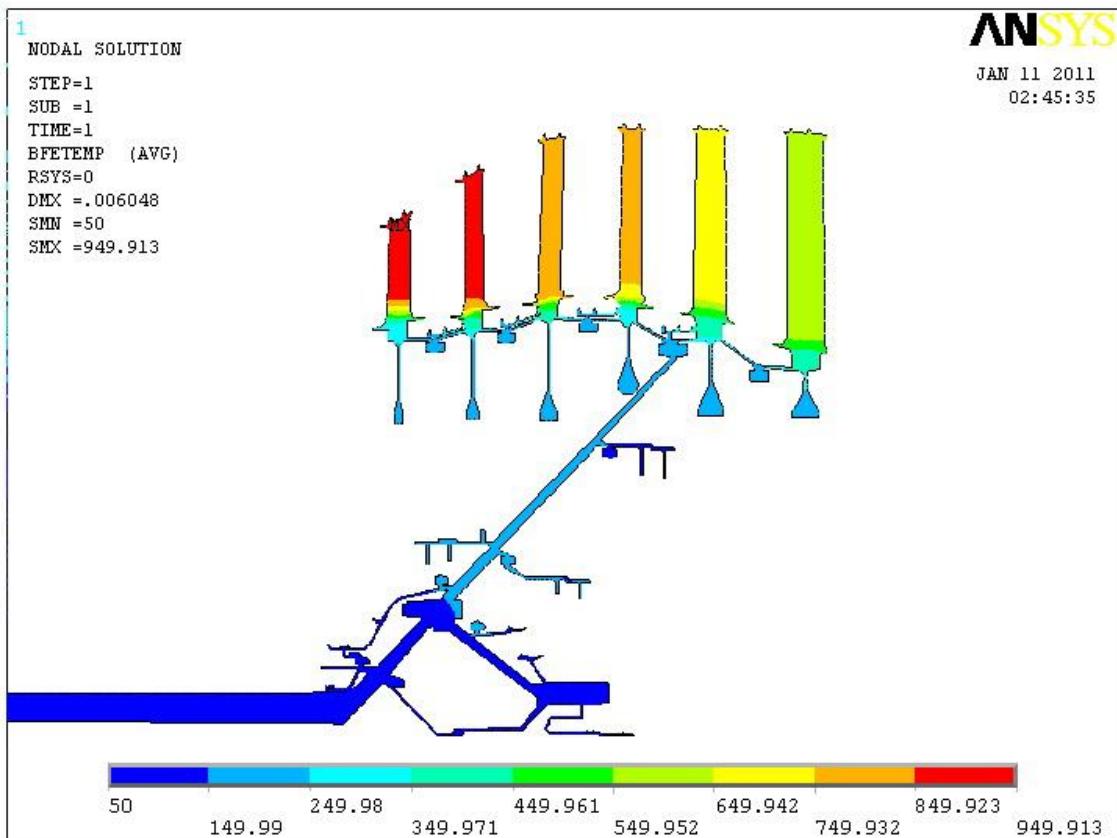


Рисунок 2.14 - Распределение температур на крейсерском режиме длительной работы ($H=10.668$ км, $M=0,85$), $^{\circ}\text{C}$

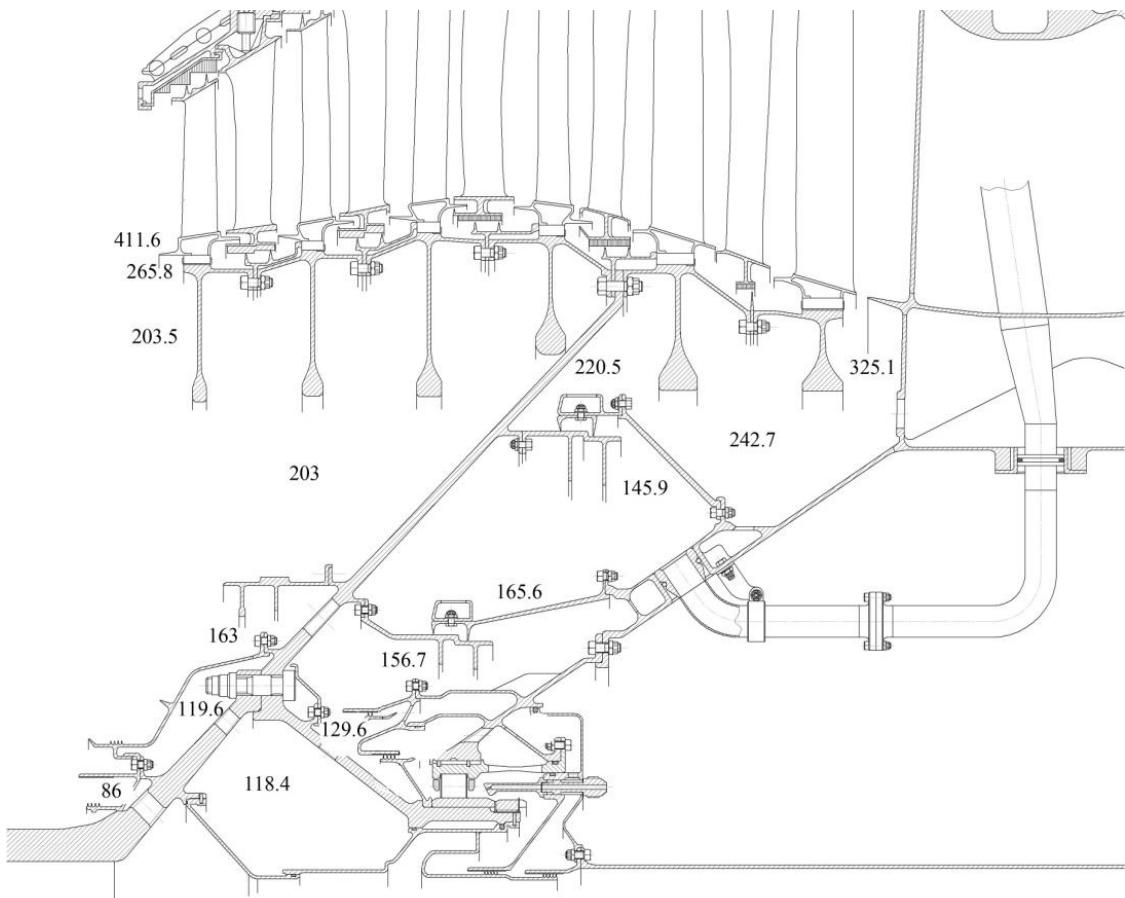


Рисунок 2.15— Температуры деталей ТНД на крейсерском режиме работы, $^{\circ}\text{C}$

2.4 Определение тепловых перемещений газогенератора на расчетных режимах

Рассмотрим процесс определения изменения геометрических параметров рассматриваемых элементов конструкции двигателя. В рассматриваемой расчетной модели будут учитываться следующие факторы:

- Температурные деформации элементов двигателя;
- Механические деформации от действия центробежных сил;
- Механические деформации от действия давлений на оболочки;
- Осевое перемещение элементов ротора от действия газовых сил.

Полученные ранее результаты расчета распределения температур по элементам ротора находятся в файле с расширением *.rst.

Для проведения структурного расчета необходимо переключить тип конечного элемента. Элемент PLANE55 представляет собой четырехузловой плоский конечный элемент для теплового расчета, поэтому он не может быть использован в структурном анализе. В расчете деформаций ротора будет использоваться четырех узловой конечный элемент PLANE42. Для переключения необходимо выполнить команду ET,1,PLANE42 (если используется несколько групп конечных элементов, то вместо «1» нужно указать номер элемента). Используемые в тепловом расчете элементы LINK34 необходимо удалить. После замены элементов можно выбрать их поведение (осесимметричное, плоское напряженное состояние, плоское деформированное состояние, плоское напряженное состояние с заданием толщины). Это делается командой KEYOPT, либо из препроцессора (Prep7->Element Type->Add/Edit/Delete->Options->Element Behavior).

Приложение распределения температур из теплового анализа осуществляется командой LDREAD. Необходимо уточнить, что при анализе задач динамики (к которым относится и рассматриваемая задача) необходимо прикладывать температуры как нагрузки на тело (Body Loads). При использовании командного метода за это отвечает параметр KIMG.

Помимо температурных нагрузок, в проводимом расчете будет учтено влияние вращения элементов ротора, давлений на оболочки ротора и осевых сил, действующих на лопаточные венцы. Простым и удобным способом задания нагрузок является их представление как функции времени. Рассмотрим пример задания осевой силы на лопаточном венце 1PK компрессора ВД. Значение осевой силы на рабочем колесе ступени может быть определено по формуле:

$$P_a = p_1 \cdot F_1 - p_2 \cdot F_2 - G(c_{2a} - c_{1a}),$$

где p_1 , p_2 — статические давления на входе и выходе из колеса; c_{1a} , c_{2a} — осевые скорости на входе и выходе из колеса; F_1 , F_2 — кольцевые площади на входе и выходе из колеса; G — расход воздуха через ступень.

Помимо изменения типа конечных элементов, необходимо внести изменения и в свойства материалов модели. Необходимо определить структурные свойства (модуль упругости и коэффициент Пуассона), плотность материалов, коэффициент линейного расширения. Поскольку температуры деталей двигателя изменяются в широких пределах, а свойства материалов имеют ярко выраженную зависимость от температуры, то свойства материалов необходимо задавать с учетом их изменения по температуре.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Сформулировано определение системы внутреннего воздухоснабжения, составлена классификация систем по функциональным признакам, проведен анализ конструкций систем СВВ, описаны типовые каналы, а так же был проведен анализ уплотнений различных систем двигателя.

Расчет системы внутреннего воздухоснабжения проводился с помощью программных пакетов ХПИ и ANSYS. Было смоделировано тепловое состояние двигателя и проведен расчет напряженно-деформированного состояния. Результатом расчета являются параметры системы внутреннего воздухоснабжения и изменение геометрии на крейсерском режиме максимальной длительности работы. Методика данного расчета позволяет определить величины радиальных зазоров не только в СВВ, но и в проточной части двигателя.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 The jet engine [Текст]/ The Technical Publication department/- Derby, England, 1996. – 292с.
- 2 Иноземцев, А.А. Газотурбинные двигатели [Текст]: учебник для вузов в 5-ти т./А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрецкий. М.: Машиностроение, 2008.
- 3 Копелев, С.З. Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД [Текст]/ С.З. Копелев, А.Ф. Слитенко. Х.: Основа, 1994. – 240с.
- 4 Назаров, А.П. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф [Текст]: учебное пособие/ А.П. Назаров. – 363с.
- 5 Старцев, Н.И. Проектирование авиационных ГТД. Начальный этап [Текст]: учебное пособие/ Н.И. Старцев. - Самара, СГАУ, 2008.
- 6 Кузнецов, Н.Д. Управление радиальными зазорами в турбокомпрессорах авиационных ГТД [Текст]: учебное пособие для вузов/ Н.Д. Кузнецов, В.П. Данильченко, В.Е. Резник. – Самара, СГАУ, 1991. - 109 с.
- 7 Леонтьев, А.И. Теплообменные устройства газотурбинных и комбинированных установок [Текст]: учебное пособие для вузов/ Н.Д. Грязнов, В.М. Епифанов, В.Л. Иванов, Э.А. Манушин. М.: Машиностроение, 1985. - 360 с.
- 8 Кутателадзе, С.С. Теплопередача и гидродинамическое сопротивление [Текст]: справочное пособие/ С.С. Кутателадзе. – М. Энергоатомиздат, 1990. – 367с.
- 9 Кондаков, Л.А. Уплотнения и уплотнительная техника [Текст]: справочник/ Л.А. Кондаков, А.И. Голубев, В.Б. Овандер. – М.: Машиностроение, 1986. – 464с.
- 10 Зрелов, В.А. Конструкция и проектирование уплотнений вращающихся валов турбомашин ДЛА. [Текст]: учебное пособие/ А.И. Белоусов, В.А. Зрелов - Куйбышев: КуАИ, 1989. - 142 с.
- 11 Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. 2-ое изд. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. (Кн.1). Основы теории ГТД. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики (Кн.2) [Текст]/ В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев. - М.: Машиностроение, 2003. - 615с.
- 12 Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. Кн.3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД [Текст]/ В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев. - М.: Машиностроение, 2005. - 462с.
- 13 Идельчик, И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям [Текст]/ И.Е. Идельчик. – М.: Машиностроение, 1992. – 672с.

- 14 Капинос, В.М. Тепловые процессы в высокотемпературных аппаратах и конструкциях. Метод и программа расчета систем охлаждения газовых турбин [Текст]: отчет о НИР: ХПИ им. В.И. Ленина/ В.М. Капинос, А.Ф. Слитенко. - Харьков, 1983. - 71 с.
- 15 Thermal response turbin shroud study [Text] / Kawecki, E.J. // Technical report / Air Force Aero Propulsion laboratory. - 1979. - AF APL-TR-79-2087.
- 16 Трянов, А.Е. О тепловой защите масляных полостей опор создаваемых ГТД [Текст]/ А.Е. Трянов, О.А. Гришанов, А.С. Виноградов// Вестник СГАУ, - 2009.- №3(19).- С. 318-328.
- 17 «Двигатель» Научно-технический журнал, - 2008. -№1(55).
- 18 Secondary air system model for integrated thermomechanical analysis of jet engine [Text] / Yannick Muller // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea And Air / MTU Aero Engines GmbH. - 2008. - GT2008-50078.
- 19 Тарасов, А.И. Расчет гидравлических систем с учетом сжимаемости теплоносителя [Текст]/ А.И. Тарасов, Чанг Конг Шанг// Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование, - 2010. - С. 92-101.
- 20 Antonio Peschiulli. Development of a numerical procedure for integrated multidisciplinary thermal-fluid-structural analisys of an aeroengine turbine [Текст]/ Antonio Peschiulli, Daniele Coutandin Marco Del Cioppo, Massimo Damasio. – Orlando, 2009. – 10c.

ПРИМЕР ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

Расчет системы отбора воздуха из второго контура на систему управления радиальными зазорами ТНД

Определить необходимые перепады давления на подводе воздуха к активной системе управления радиальными зазорами ТНД.

Исходные данные:

$p_{\kappa II} = 0,385 \text{ МПа}$ - полное давление в канале;

$T_{\kappa II} = 444 \text{ K}$ - полная температура в канале; Составим расчетную схему системы отбора (рисунок 3.1).

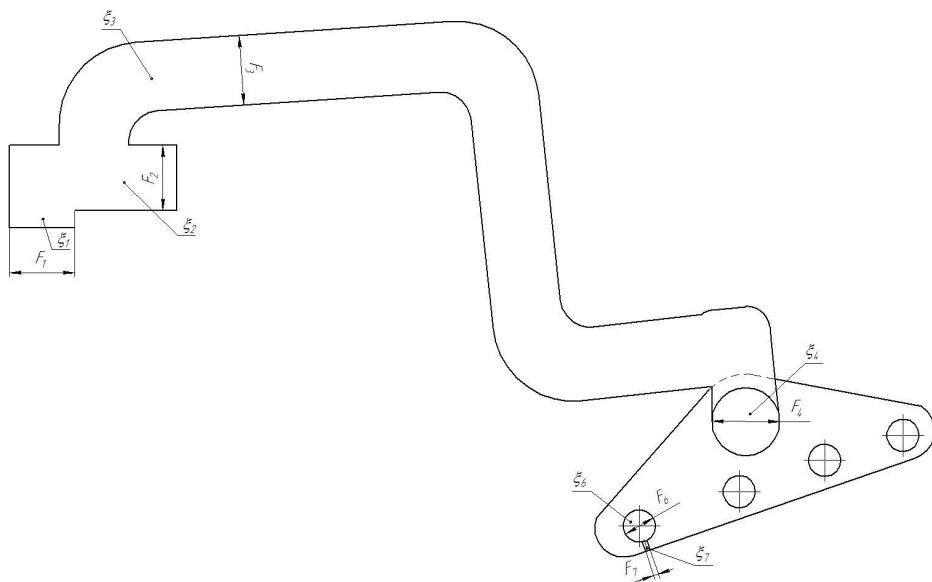


Рисунок 3.1 – Отбор воздуха из второго контура

В лабораторной работе №12 был определен расход воздуха, необходимый для системы активного управления радиальными зазорами: $G = 0,304 \text{ кг / с}$.

Проведем гидравлический расчет системы отбора. При выполнении расчета будем считать, что площади элементов отбора воздуха заданы конструктивно и неизменны при расчете, а требуемый перепад давления в системе обеспечивается за счет подбора диаметра отверстий (F_5).

Входные параметры воздуха: $p_{\kappa II}^* = 0,385 \text{ МПа}$; $T_{\kappa II}^* = 444 \text{ K}$.

Элемент 1

По чертежу определим необходимые площади. Будем считать, что отбор осуществляется через 30 отверстий шириной 5 мм и длиной 25 мм.

$$F_1 = 30 \cdot 0,005 \cdot 0,025 = 0,00375 \text{ м}^2;$$

$$F_2 = (1064^2 - 1008^2) / 4 = 0,029 \text{ м}^2.$$

$$q(\lambda_1) = \frac{G \cdot \sqrt{T_{\kappa II}^*}}{m \cdot p_{\kappa II}^* \cdot F_1} = 0,109 \Rightarrow \lambda_1 = 0,06959.$$

$$\text{Скорость воздуха: } C_1 = \lambda_1 \cdot 18,3 \cdot \sqrt{T_{\kappa II}^*} = 26,834 \text{ м / с}.$$

$$\text{Плотность воздуха: } \rho_1 = \frac{p_{\text{kII}}^*}{R \cdot T_{\text{kII}}^*} = 3,02 \text{ кг/m}^3.$$

Воздух в элементе 1 испытывает сжатие, внезапное расширение и поворот.

$$\xi_{ex} = 0,3;$$

$$\frac{F_1}{F_2} = 0,129 \Rightarrow \xi_{pacu} = 0,91;$$

$$\delta = 90^\circ \Rightarrow \xi_{noe} = 1,234;$$

$$\xi_1 = \xi_{ex} + \xi_{pacu} + \xi_{noe} = 2,444.$$

$$\text{Потери давления: } \Delta p_1^* = \xi_1 \cdot \frac{\rho_1 \cdot C_1^2}{2} = 2657 \text{ Па.}$$

$$\text{Новое давление: } p_1^* = p_{\text{kII}}^* - \Delta p_1^* = 0,382 \text{ МПа.}$$

Элемент 2

Этот элемент представляет собой четыре трубы транспортировки воздуха.

$$\text{Диаметр и площадь одной трубы: } d_3 = 0,027 \text{ м; } F_3 = \pi \cdot d_3^2 / 4 = 5,723 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

$$q(\lambda_2) = \frac{G / N \cdot \sqrt{T_{\text{kII}}^*}}{m \cdot p_1^* \cdot F_3} = 0,181 \Rightarrow \lambda_2 = 0,1154$$

$$\text{Скорость воздуха: } C_2 = \lambda_2 \cdot 18,3 \cdot \sqrt{T_{\text{kII}}^*} = 44,499 \text{ м/с.}$$

$$\text{Плотность воздуха: } \rho_2 = \frac{p_1^*}{R \cdot T_{\text{kII}}^*} = 2,99 \text{ кг/m}^3.$$

В трубах присутствуют входные и выходные потери, потери на три поворота потока, потери на трение по длине трубы.

$$\xi_{ex} = 0,4;$$

$$\xi_{bsx} = 1,195;$$

$$\delta = 90^\circ \Rightarrow \xi_{noe1} = 0,326; \xi_{noe2} = 0,458; \xi_{noe3} = 0,573;$$

$$\lambda_{mp} = 0,022; l_{mpуbь} = 250 \text{ мм; } \xi_{mp} = \lambda_{mp} \cdot \frac{l_{mpуbь}}{d_3} = 0,2;$$

$$\xi_2 = \xi_{ex} + \xi_{noe1} + \xi_{noe2} + \xi_{noe3} + \xi_{mp} + \xi_{bsx} = 3,152.$$

$$\text{Потери давления: } \Delta p_2^* = \xi_2 \cdot \frac{\rho_2 \cdot C_2^2}{2} = 9330 \text{ Па, новое давление: } p_2^* = p_1^* - \Delta p_2^* = 0,373 \text{ МПа.}$$

Элемент 3

Это кольцевой ресивер. $F_4 = \pi \cdot 0,826 \cdot \pi \cdot 0,027^2 = 0,059 \text{ м}^2.$

$$q(\lambda_3) = \frac{G / N \cdot \sqrt{T_{\text{kII}}^*}}{m \cdot p_2^* \cdot F_3} = 0,185 \Rightarrow \lambda_3 = 0,118$$

$$\text{Скорость воздуха: } C_3 = \lambda_3 \cdot 18,3 \cdot \sqrt{T_{\text{kII}}^*} = 71,427 \text{ м/с.}$$

$$\text{Плотность воздуха: } \rho_3 = \frac{p_2^*}{R \cdot T_{\text{kII}}^*} = 2,92 \text{ кг/m}^3.$$

В элементе 3 воздух испытывает сжатие, внезапное расширение и поворот.

$$\xi_{ex} = 0,3;$$

$$\frac{F_3}{F_4} = 0,097 \Rightarrow \xi_{pacu} = 0,91;$$

$$\delta = 90^\circ \Rightarrow \xi_{noe} = 1,234;$$

$$\xi_3 = \xi_{ex} + \xi_{pacu} + \xi_{noe} = 2,444.$$

Потери давления: $\Delta p_3^* = \xi_3 \cdot \frac{\rho_3 \cdot C_3^2}{2} = 17987 \text{ Па}$, новое давление: $p_3^* = p_2^* - \Delta p_3^* = 0,355 \text{ МПа}$.

Элемент 4

Этот элемент представляет собой 24 отверстия диаметром $d_5 = 0,014 \text{ м}$;

$$F_5 = \pi \cdot d_5^2 / 4 = 1,539 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$$

$$F_6 = 3,7 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$$

$$q(\lambda_4) = \frac{G / N \cdot \sqrt{T_{\kappa II}^*}}{m \cdot p_3^* \cdot F_5} = 0,121 \Rightarrow \lambda_4 = 0,0769$$

$$\text{Скорость воздуха: } C_4 = \lambda_4 \cdot 18,3 \cdot \sqrt{T_{\kappa II}^*} = 46,513 \text{ м/с}.$$

$$\text{Плотность воздуха: } \rho_4 = \frac{p_3^*}{R \cdot T_{\kappa II}^*} = 2,78 \text{ кг/м}^3.$$

В трубах присутствуют входные и выходные потери, потери на три поворота потока, потери на трение по длине трубы.

$$\xi_{ex} = 0,3;$$

$$\frac{F_5}{F_6} = 0,4 \Rightarrow \xi_{pacu} = 0,91;$$

$$\delta = 90^\circ \Rightarrow \xi_{noe} = 1,234;$$

$$\xi_1 = \xi_{ex} + \xi_{pacu} + \xi_{noe} = 2,444.$$

$$\text{Потери давления: } \Delta p_4^* = \xi_4 \cdot \frac{\rho_4 \cdot C_4^2}{2} = 7349,616 \text{ Па},$$

$$\text{новое давление: } p_4^* = p_3^* - \Delta p_4^* = 0,348 \text{ МПа}.$$

Элемент 5

Это отверстия в ресивере, которые предназначены непосредственно для охлаждения статора.

Будем считать, что воздух проходит через 40 отверстий диаметром 1 мм.

$$F_7 = 40 \cdot 0,002^2 \cdot \pi / 4 = 1,256 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2;$$

$$q(\lambda_5) = \frac{(G / N) / 40 \cdot \sqrt{T_{\kappa II}^*}}{m \cdot p_4^* \cdot F_7} = 0,0226 \Rightarrow \lambda_5 = 0,017.$$

$$\text{Скорость воздуха: } C_5 = \lambda_5 \cdot 18,3 \cdot \sqrt{T_{\kappa II}^*} = 8,7 \text{ м/с}.$$

$$\text{Плотность воздуха: } \rho_5 = \frac{p_4^*}{R \cdot T_{\kappa II}^*} = 2,7 \text{ кг/м}^3.$$

$$\xi_5 = \xi_{ome} = 100.$$

$$\text{Потери давления: } \Delta p_5^* = \xi_5 \cdot \frac{\rho_5 \cdot C_5^2}{2} = 10218 \text{ Па}.$$

Давление воздуха, охлаждающего статор: $p_5^* = p_4^* - \Delta p_5^* = 0,338 \text{ МПа}$. Оно больше, чем давление между контурами.

Учебное издание

**СИСТЕМЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ИЗ КОМПРЕССОРА
И ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ ВОЗДУХА К ПОТРЕБИТЕЛЮ**

Методические указания

Составитель **Старцев Николай Иванович**

Редактор
Доверстка

Подписано в печать . Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. .

Тираж экз. Заказ _ _____. Арт. С- /2011

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

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