

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

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

А.Ю.ТИСАРЕВ, С.В.ФАЛАЛЕЕВ

СИСТЕМЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ИЗ КОМПРЕССОРА
И ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ ВОЗДУХА К ПОТРЕБИТЕЛЮ

Электронное учебное пособие

САМАРА
2011

УДК: 621.431.75(075)
ББК: 39.55

Авторы: Тисарев Андрей Юрьевич, Фалалеев Сергей Викторович

Рецензент: д-р техн.наук, проф. В.Н. Матвеев

Тисарев, А.Ю. Системы отбора воздуха из компрессора и транспортирования воздуха к потребителю [Электронный ресурс]: электрон. учебное пособие /А.Ю.Тисарев, С.В.Фалалеев С.В.; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П.Королева (Нац. исслед. ун-т) – Электрон. тестовые и граф. дан. (3,35 Мбайт) - Самара, 2011. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM). – Систем. требования: ПК Pentium; Windows 98 или выше.

Приведены теоретические материалы, задание, методика выполнения, инструкции для проведения расчётов для лабораторной работы по проектированию воздушной системы авиационного двигателя.

Учебное пособие предназначено для подготовки специалистов 2 факультета 5 курса по специальности 160301.65 «Авиационные двигатели и энергетические установки», специализирующихся по направлениям «Интегрированные информационные технологии и управление проектами в авиадвигателестроении», «Информационные технологии проектирования и моделирования в авиадвигателестроении» (Государственный образовательный стандарт второго поколения - ГОС-2), и по специальности 160700 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», специалистов и магистров по направлениям «Интегрированные информационные технологии и управление проектами в авиадвигателестроении», «Информационные технологии проектирования и моделирования в авиадвигателестроении» (Федеральный Государственный образовательный стандарт третьего поколения - ФГОС-3).

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов СГАУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

1 Система внутреннего воздухообеспечения.....	5
2 Алгоритм расчёта воздушной системы	16
3 Гидравлический расчёт воздушной системы.....	17
4 Рекомендации по проведению теплового расчёта.....	34
5 Рекомендации по расчёту радиальных зазоров лабиринтных уплотнений двигателя.....	37
6 Методические указания по проведению лабораторной работы	38
7 Пример выполнения лабораторной работы	37
8 Пример определения перепада давления воздуха в трубе подвода воздуха к активной системе управления радиальными зазорами ТНД.....	45
Заключение.....	46
Список использованной литературы.....	50

1 СИСТЕМА ВНУТРЕННЕГО ВОЗДУХОСНАБЖЕНИЯ

Под системой внутреннего воздухообеспечения (СВВ) [1] 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 газоздушный тракт двигателя и стенки, передающие тепловой поток от одной системы к другой. Поэтому расчет всех подсистем целесообразно проводить в составе системы внутреннего воздухообеспечения в целом.

Классификация системы внутреннего воздухообеспечения 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.

Охлаждение деталей горячей части двигателя

Уровень совершенства двигателя прямопропорционален температуре газа перед турбиной. С повышением T_T^* , температура элементов, как турбины, так и компрессора так же 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.

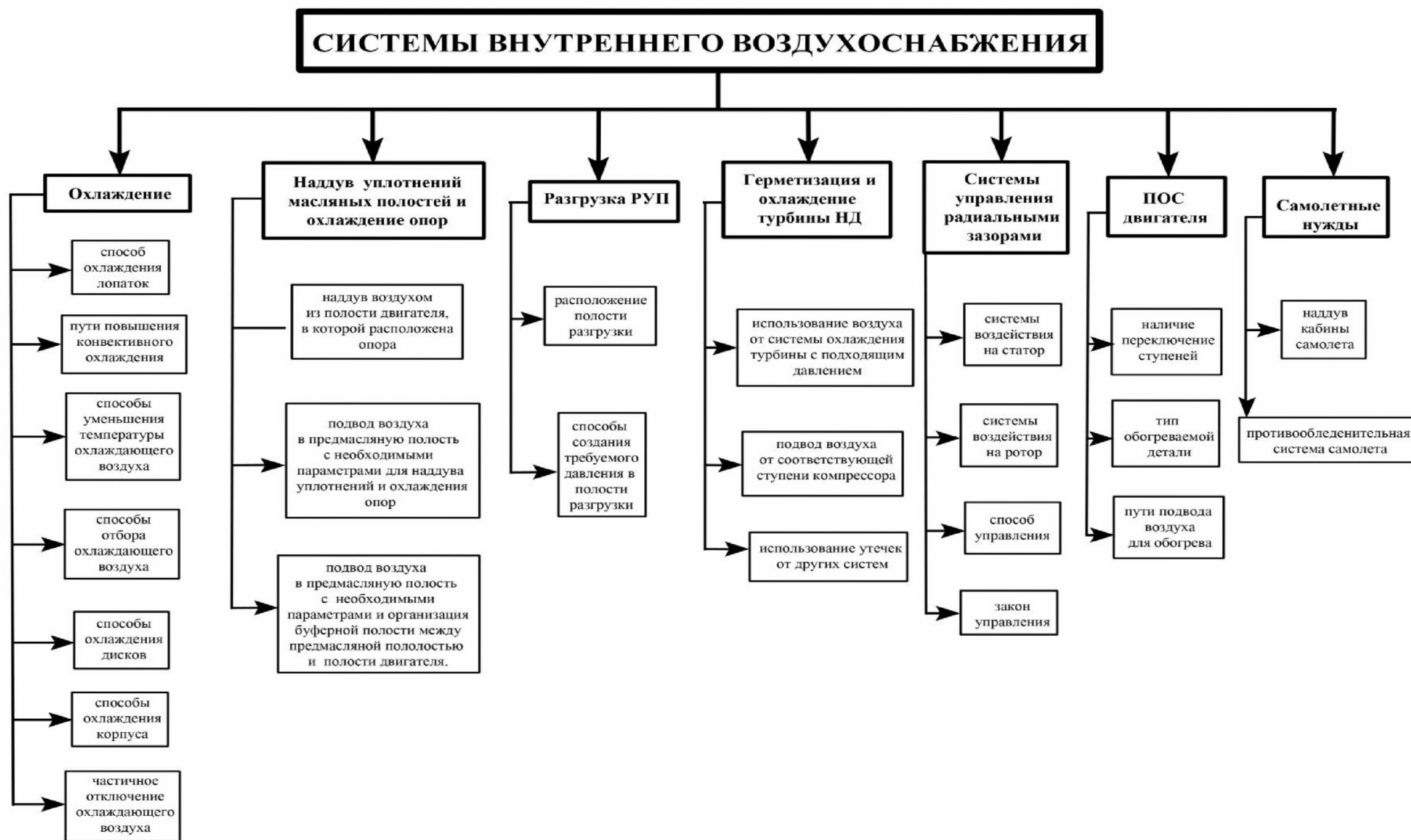


Рисунок 1 – Классификация СВВ

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...90K [2], 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 – скорость воздуха в абсолютном движении;

U – окружная составляющая абсолютной скорости воздуха;

α - угол выхода потока из подкручивающей решетки;

R – газовая постоянная;

k – показатель изэнтропы.

Центробежные силы способствуют подогреву воздуха, которое может достигать величины до 70 K [2]. Предварительная закрутка в направлении вращения позволяет избежать этого повышения.

Суммарное снижение температуры воздуха при использовании подкручивающей решетки по сравнению со схемой без нее составляет [1].

$$\Delta T_{\text{сум}} = \Delta T_{\text{ц.с.}} + \Delta T_p = 90...160\text{K},$$

где

$\Delta T_{\text{ц.с.}}$ - изменение температуры от действия центробежных сил;

ΔT_p - изменение температуры заторможенного потока воздуха от введения подкручивающей решётки.

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 2).

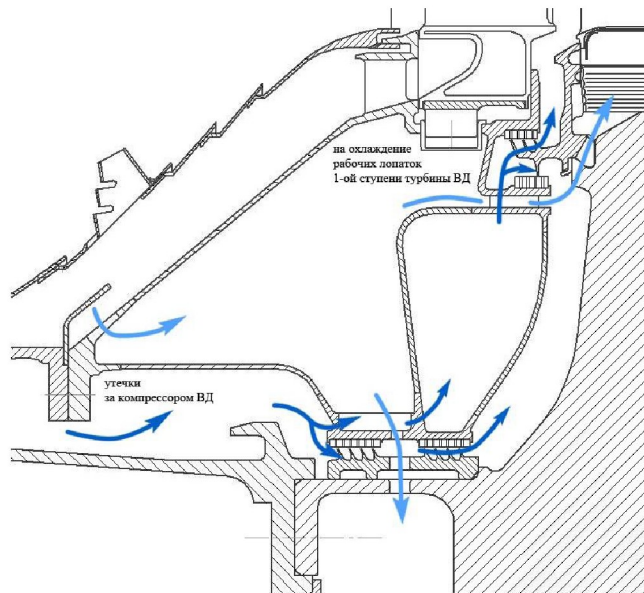


Рисунок 2 – Схема подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам первой ступени турбины ВД двигателя НК-93

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 150°C на земле и 220°C в полете [3].

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 продувки воздуха через зазоры в замках лопаток (рисунок 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 обеих (рисунок 3).

Так же различают вращающиеся 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 3), где частичное отключение охлаждающего воздуха применяется при охлаждении сопловых аппаратов и лопаток рабочего колеса первой ступени.

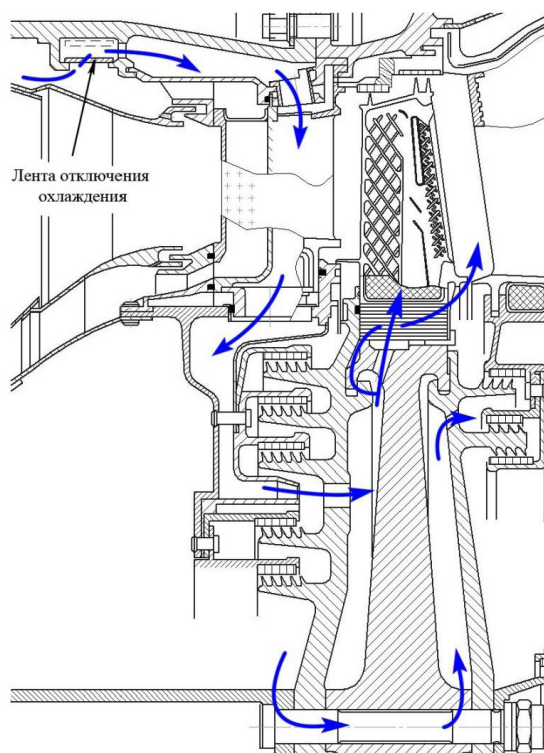


Рисунок 3 – Охлаждение СА и РК первой ступени турбины ВД ТРДД НК-56

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 240-300 °С [4].

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 суфлированием 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 4) вращающиеся 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.

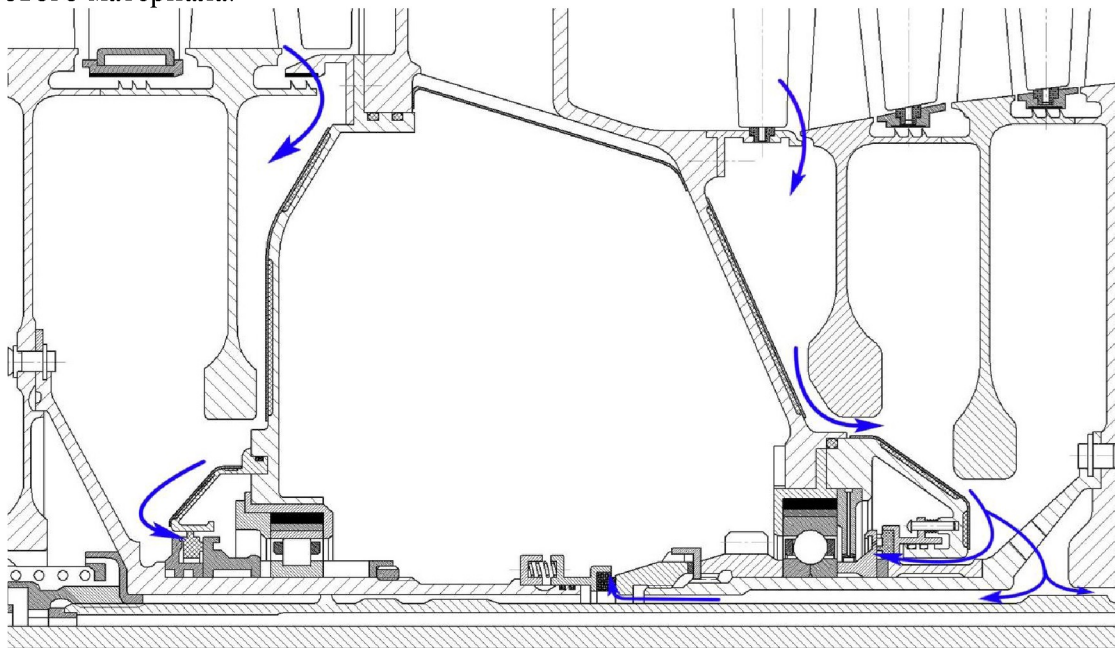


Рисунок 4 – Наддув уплотнений масляной полости средней опоры компрессора двигателя НК-25

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 предмасленной 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 5) реализован вариант такой схемы на наддуве уплотнений масляной полости передней опоры.

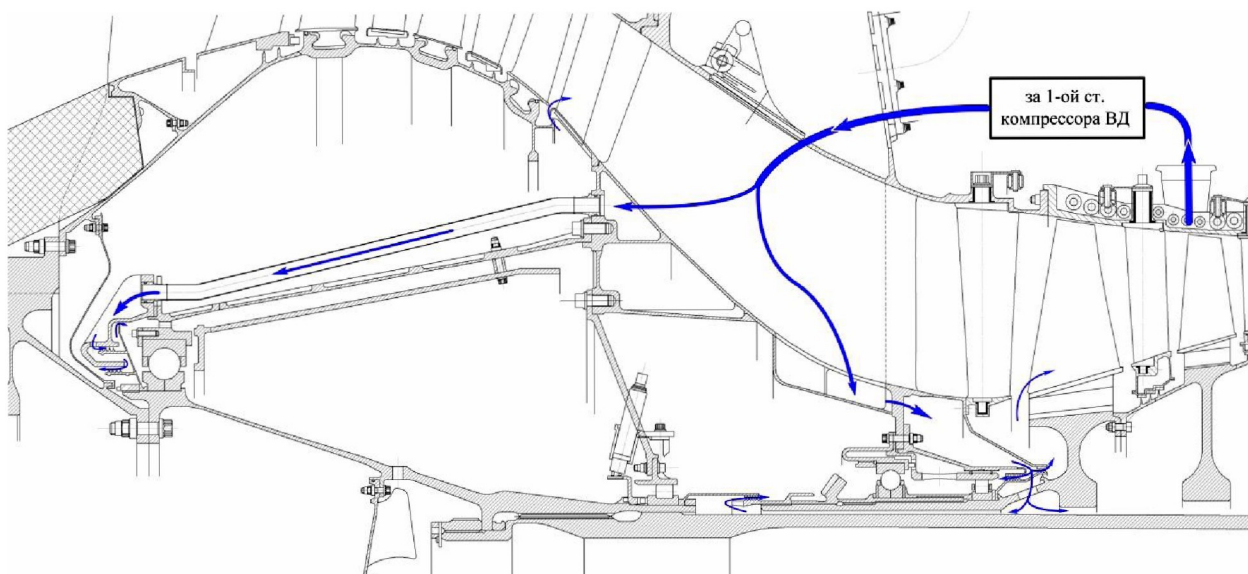


Рисунок 5 – Наддув уплотнений масляной полости передней опоры двигателя GE90

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 6) [5]. Теплообменник был разработан на предприятии ООО «Анод-ТЦ».



Рисунок 6 – ВВТ-90

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

Схема 3-го типа аналогична по способу подвода воздуха схеме 2-го типа, за одним исключением – между предмасляной полостью (полостью наддува) и граничащей 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.

Разгрузка РУП

Разность осевых сил, действующих на компрессор и турбину, воспринимается РУП. Нагрузка, действующая на радиально-упорный подшипник должна быть в пределах 5-30кН [6]. 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 расположения разгрузочной полости за компрессором ВД является двигатель P11Ф2-300. Для уменьшения осевого усилия, действующего на РУП, воздух из полости стравливается 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.

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, отбираемым 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 7.

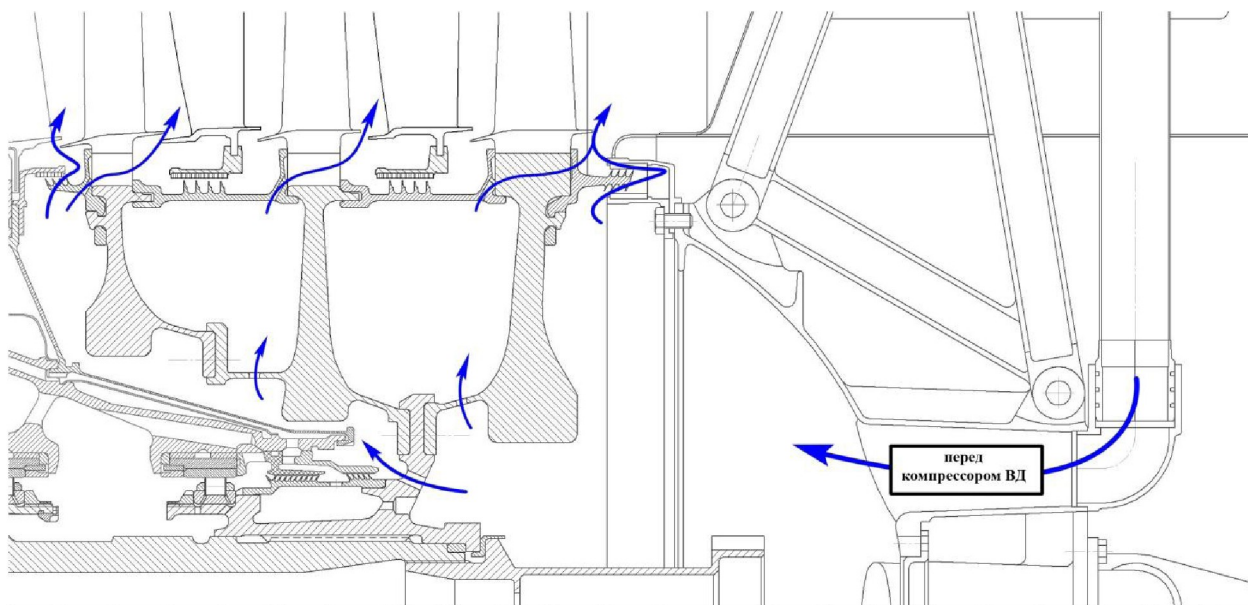


Рисунок 7 – Система герметизации и охлаждения турбины НД ТВВД НК-93

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 лопаток дисков малым расходом воздуха ($\leq 2\%$) позволяет существенно сблизить темпы прогрева ротора и статора [7]. 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.

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.

Самолетные нужды

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

Рекомендации по выбору перепадов давления и расходов воздуха, требуемых для функционирования воздушных систем

Геометрические параметры элементов системы (уплотнения, отверстия и др.) выбираются из условий необходимых перепадов давления π , потребные значения которых, сформулированы на основе опыта проектирования ОКБ, приводятся ниже в виде рекомендаций:

- 1) Для лопаток и дисков охлаждаемых турбин для конвективного и плёночного охлаждения

ступень	$\pi_{конв.} = \frac{P_{входа(воздух)}}{P_{выхода(газ)}}$	$\pi_{плёноч.} = \frac{P_{входа(воздух)}}{P_{выхода(газ)}}$	p в сечении отбора (воздух)
1CA	1,8...1,9	1,025...1,035	p_k из камеры сгорания
1PK	1,5...1,7	1,1...1,15	p_k из камеры сгорания через подкручивающую решётку
2CA	1,4...1,5	-	$p_{отбора}=0,4p_k$
2PK	1,3...1,4	-	$p_{отбора}=0,4p_k$ через подкручивающую решётку

Остальные решётки выполняются неохлаждаемыми. Охлаждаются только елочные хвостовики рабочих лопаток продувом воздуха через зазоры.

Для сравнительного анализа результатов расчёта систем охлаждения лопаток турбины приводятся относительные расходы охладителя $q_{охл}$ [%] на решётках лопаток турбин при $T_{г}^*=1550-1600K$:

1CA – 3,5...4,5% без учёта 3% на плёночное охлаждение;
 1PK – 3...3,5%;
 2CA – $\approx 2\%$;
 2PK – 1,5%.

- 2) Для исключения прорыва горячего газа в междисковые полости и для охлаждения ёлочных хвостовиков неохлаждаемых ступеней

$$\pi_{конв.} \frac{P_{воздуха}}{P_{газа}} = 1,03...1,05.$$

- 3) Наддув уплотнений предмасляных полостей опор роторов для исключения выхода масла из масляной полости:

для транспортной авиации

$$\Delta p = p_{воздуха} - p_{масл. полости} = 0,1...0,5 \text{ атм.}$$

где $\Delta p = 0,1 \text{ атм}$ – крейсерский режим ($H=11 \text{ км}$, $M_{п}=0,8$)

$\Delta p = 0,5 \text{ атм}$ – взлётный режим

для военной авиации

$\Delta p = 0,05 \text{ атм}$ – крейсерский режим ($H=20 \text{ км}$, $M_{п}=2,2$)

$\Delta p = 1,0 \text{ атм}$ – взлётный режим

Перепад давления на ТКУ $\Delta p = 1...2 \text{ атм}$ (менее 0,5 не делают).

Расход воздуха на наддув уплотнений $G_{в.упл.}$ (на одно уплотнение):

лабиринтных – 15...20 г/с

контактных – $\approx 2 \text{ г/с}$

- 4) Разгрузка РУП $p_{отбора}=0,2p_k$. Для ротора НД отбор производится за КНД или КСД.

2 АЛГОРИТМ РАСЧЁТА ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ

Алгоритм, представленный на рисунке 8, позволяет определить значения параметров рабочего тела по каналам воздушной системы с учётом теплообмена воздуха с элементами двигателя и величин рабочих радиальных зазоров уплотнений. Представленный алгоритм является упрощённым, поскольку он не включает итерационные циклы, связанные с уточнением значений параметров рабочего тела в тракте из термодинамического и газодинамического расчётов. Поэтому данный расчёт имеет только 2 цикла итераций. Первый цикл связан с уточнением температур стенок каналов, а второй с уточнением величин радиальных зазоров лабиринтных уплотнений.

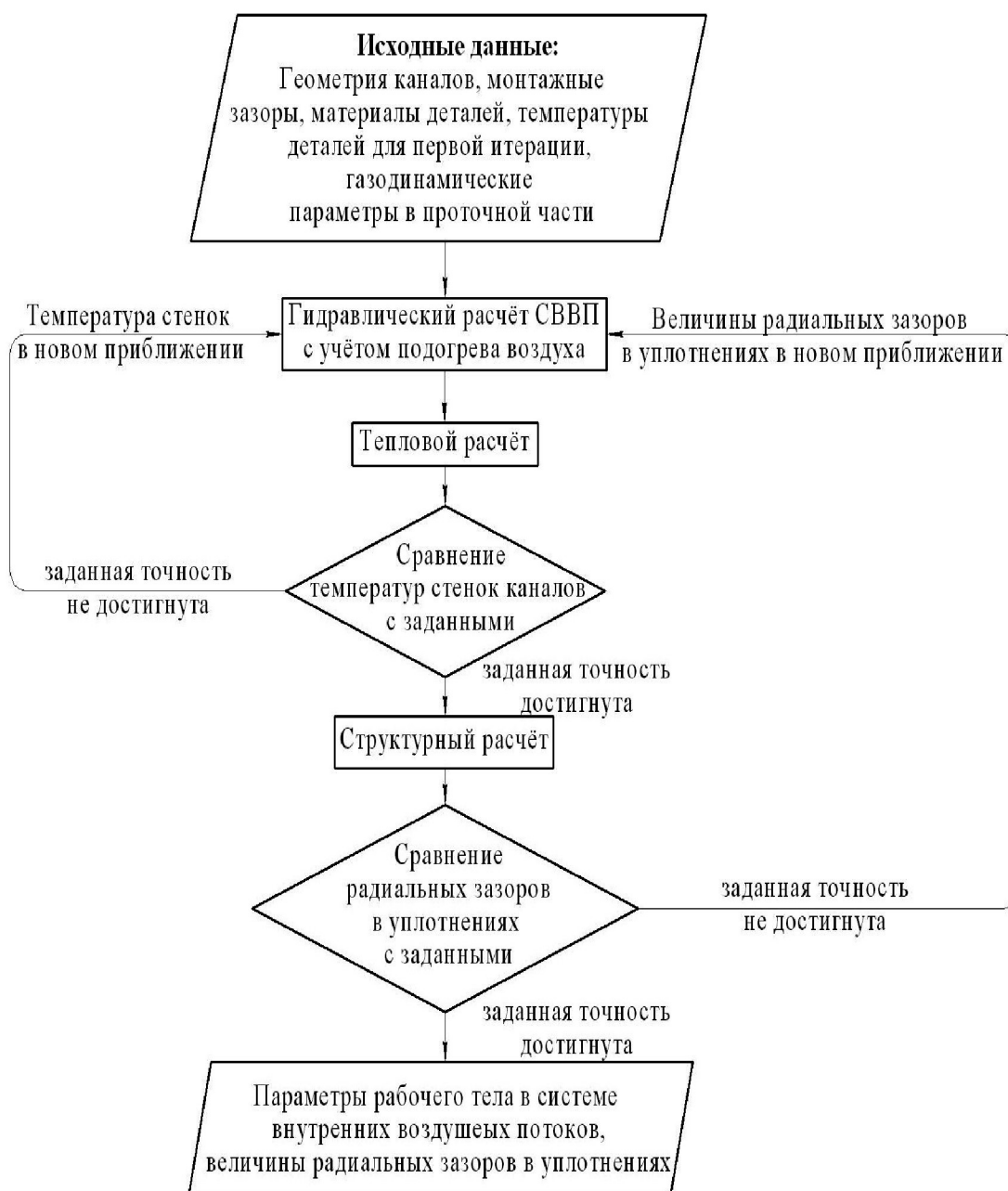


Рисунок 8 – Алгоритм расчёта системы внутренних воздушных потоков

Уровень I данной лабораторной работы включает только проведение гидравлического расчёта. Уровень II включает также тепловой расчёт и, следовательно, первый итерационный цикл алгоритма. Уровень III охватывает весь представленный алгоритм.

3 ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ

Для проведения гидравлического расчёта необходимо на первом этапе изучить воздушную систему и построить по ней граф [8, 9], ветви которого соответствуют воздушным каналам, а узлы - местам соединения каналов в единую систему (рисунок 9).

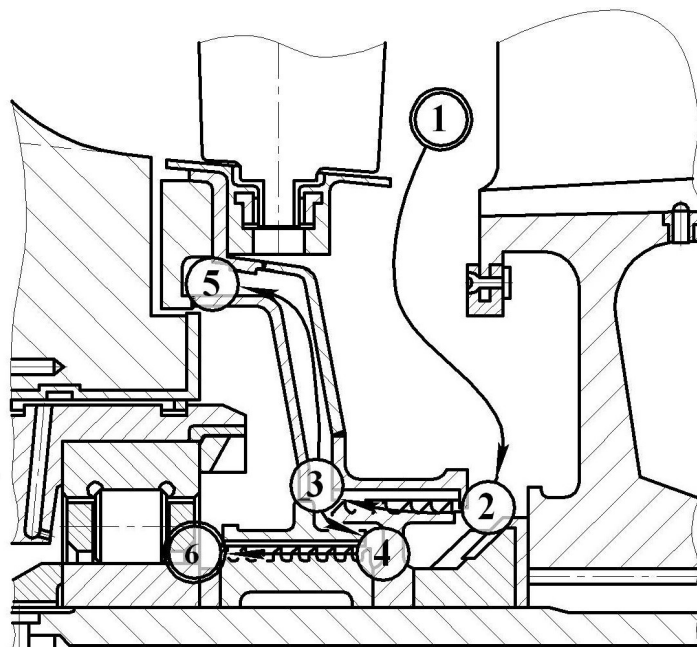


Рисунок 9 – Одномерное представление системы наддува уплотнения масляной полости

В работе Мюллера [10] система внутреннего воздухообеспечения представляется в виде разветвленной сети конечных элементов. В качестве основных уравнение при этом используется уравнение неразрывности (3.1), уравнение энергии (3.2) и уравнение сохранения моментов движения в форме (3.3):

$$\sum_{j \in in} G_{ij} + \sum_{j \in out} G_{ij} = 0; \quad (3.1)$$

$$\sum_{j \in in} C_p T_{jn+1}^k G_{ijn+1}^k + \sum_{j \in out} C_p T_{jn+1}^k G_{ijn+1}^k$$

$$\left[\bar{h}(T_{in+1}^k, T_{стенки}) (T_{стенки} - T_{in+1}^k) \right] - \frac{P_{in+1}^k}{RT_{in+1}^k} V_i h^T = 0; \quad (3.2)$$

$$f(p_1, p_2, T_1, T_2, G_m) = 0. \quad (3.3)$$

Для решения системы, составленной из уравнений (2.1)-(2.3), используется модифицированный метод Ньютона (метод касательных). Каждый элемент при таком подходе характеризуется коэффициентом потери давления и уравнением потока.

В [Ошибка! Источник ссылки не найден.] для описания течения воздуха в разветвленных сетях используется система алгебраических уравнений:

$$\sum G_{i-j} = 0, \quad (3.4)$$

$$p_i^* - p_j^* = \xi_{i,j} \frac{G_{i-j}^2}{2\rho_{i,j} S_{i,j}^2} \left(1 + \frac{M_{i,j}^2}{4} \right). \quad (3.5)$$

Применение теории графов для расчета параметров разветвленной гидравлической сети подробно описано в [12] и в монографии [13]. На рисунке 10 показан граф СВВ турбины двигателя НК-93 (ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова»).

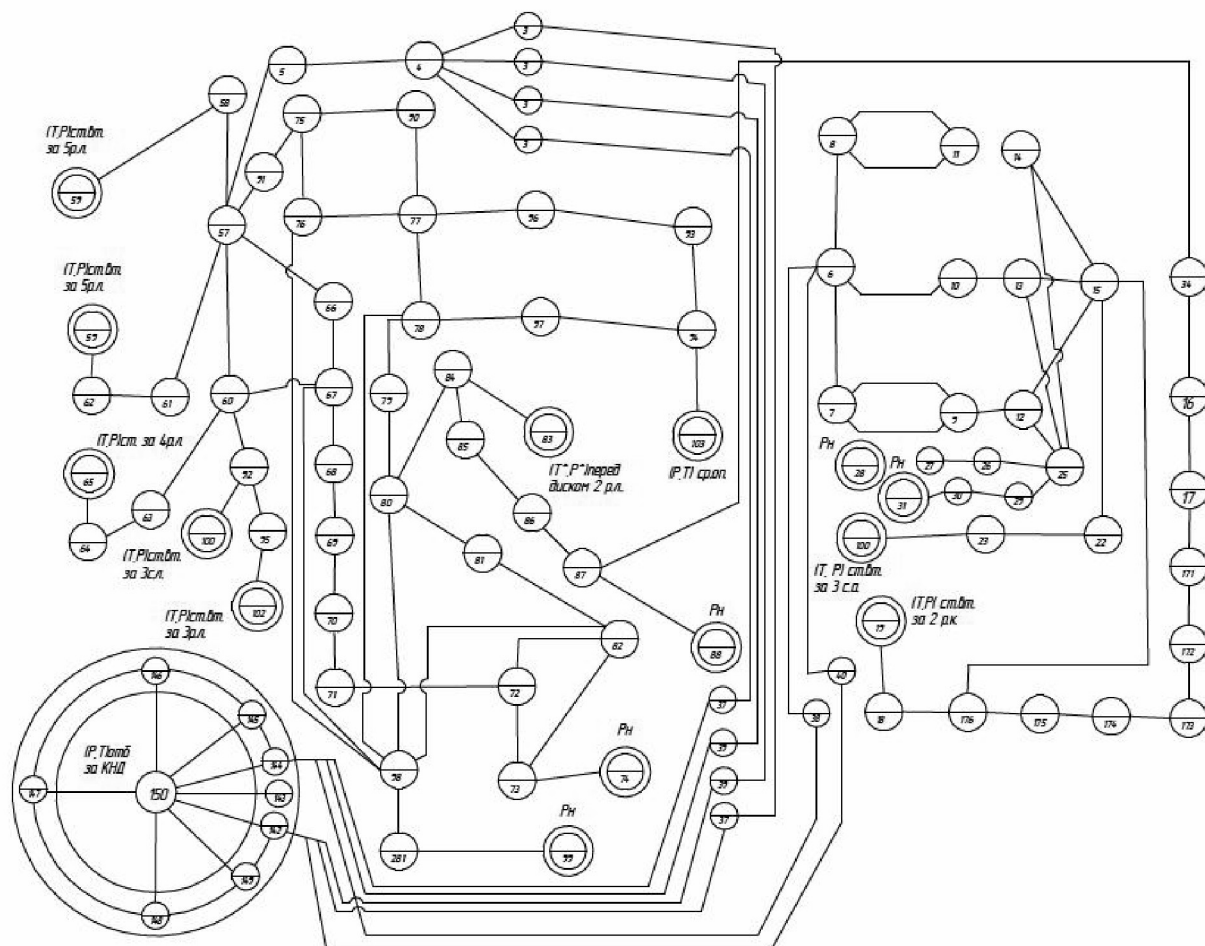


Рисунок 10 – Одномерное представление СВВ двигателя НК-93 (фрагмент)

Система уравнений, описывающих распределение параметров в гидравлической цепи, в матричной форме имеет вид:

$$\begin{aligned} Ax &= Q, \\ Bh &= 0, \\ h + H &= SXx, \end{aligned} \quad (3.6)$$

где A – матрица соединений для линейно-независимых узлов; x – вектор расходов на ветвях графа; Q – вектор расходов в узлах; B – матрица контуров; h – вектор-столбец напоров на ветвях графа; H – вектор активных напоров; S – диагональная матрица, составленная из величин гидравлических сопротивлений; X – диагональная матрица, составленная из величин расходов.

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 11. Для работы программы необходимо указать 4 файла:

- 1 Файл описания геометрии каналов (рисунок 13);
- 2 Файл режимов работы двигателя (рисунок 22);
- 3 Файл температуры стенок каналов (рисунок 23);
- 4 Файл компонентов (рисунок 24).

Так же необходимо ввести название файла-макроса для ANSYS и название файла результатов расчёта.

Анализ гидравлики системы охлаждения

Создать файл-макрос для ANSYS?

☐ Не Создавать ☒ Создать

macros.txt

Выбор

Описание геометрии каналов

geometry.csv

Выбор

Режимы работы двигателя

regime.csv

Выбор

Температуры стенок каналов

temperatures.csv

Выбор

Название компонент КЭМ

components.csv

Выбор

Файл результатов расчета

result.csv

Выбор

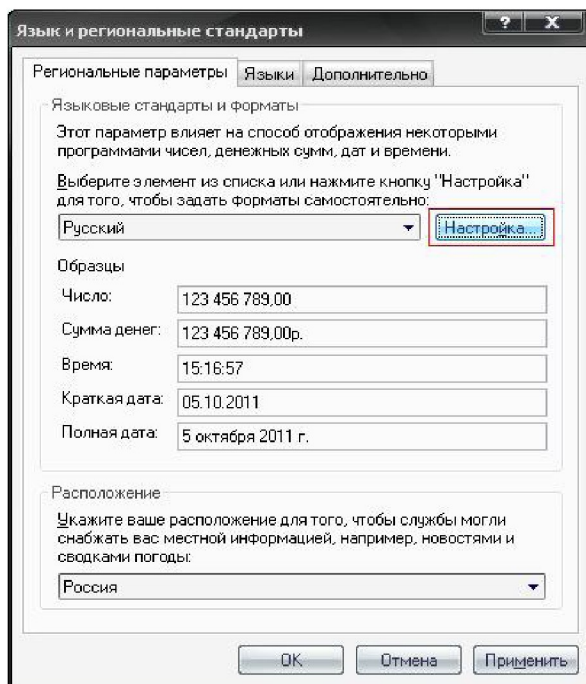
Решение

Выход

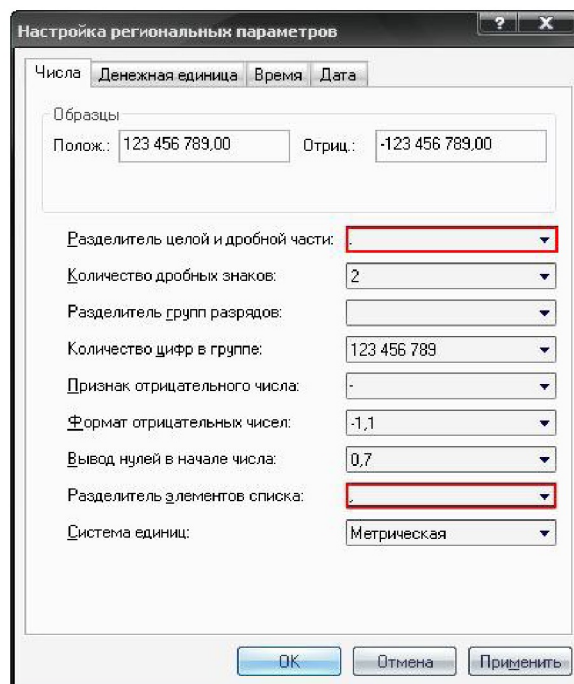
Рисунок 11 — GUI-модуль программы ХПИ

Следует отметить, что файл компонентов не является обязательным файлом. Данный файл необходим для создания файла-макроса приложения конвективной нагрузки к элементам двигателя. Его следует создавать и указывать только в случае, если на основе полученных данных будет проводиться тепловой анализ в ANSYS.

Все перечисленные файлы имеют текстовый формат разделителей целых и дробных частей – точки и разделителей элементов списка - запятые. Для настройки формата разделителей необходимо следовать по пути: Панель управления – Язык и региональные стандарты (рисунок 12а). Далее во вкладке региональных параметров заходим в настройки и редактируем соответствующие поля (рисунок 12б).



а)



б)

Рисунок 12 – Настройка разделителей целых и дробных частей, а так же разделителей элементов списка

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.

Задание геометрических параметров

Для определения геометрических параметров система разбивается на геометрически однородные участки. Параметры участков определяются на первом листе xls-файла (рисунок 13). 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.

РЧСН	NRBS	NMAX	NMP	E	ALD	ATU	ITER-Q	DG	ITER-T	PR	BO	Вход	Пар H2O	те	B4	B5	B6	B7	B8	B9	B10	B11	B12	B13	B14	B15	B16	B17	B18	
0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	
0	1	5	1	0.1	0.65	0.8	1000	0.05	1000	0.72	0.6	100	0	0	0	0	10	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
Номер ветви	Направление ветви	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	Величина расхода	
1	IN	JN	PL1	PL2	PL3	PL4	PL5	PL6	DI	AM	AL	Z1	Z2	DR	F1	F2	F3	F4	F5	F6	F7	F8	F9	F10	F11	F12	F13	F14	F15	
1	1	2	17	0	110	60	0	0	381.6	4	16.4	3	4	0.83	0	0	0	0.4	0.091	0	0	0	0	90	0	0	0	0	0	
2	2	3	8	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0.5	0	0	0	0	2	0.5	180.8	185	0	1	80	0	0	2	0	0
3	3	4	8	0	0	0	0	0	0	32	0	0	1	0	0.5	0	0	0	2	0	143	119	0	1	30	0	0	2	0	0
4	4	5	8	0	0	0	0	0	0	15	0	1	0	0	0.5	0	0	0	2	0	143	119	0	1	30	0	0	2	0	0
5	5	6	8	0	0	0	0	0	0	30	0	1	0	0	0.5	0	0	0	2	0	119	81.3	0	1	30	0	0	2	0	0
6	6	7	17	0	80	80	0	0	165	2.8	18.5	7	5	0.25	0	0	0	0.2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
7	7	8	3	0	0	0	0	0	197.7	4.25	79	1	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
8	8	9	2	0	0	0	0	0	12	8.5	7	24	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
9	9	10	1	0	0	0	0	0	24	0	350	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	

Рисунок 13 – Лист исходных данных (вкладка геометрия).

Обозначение параметров работы вычислительного аппарата программы показано в таблице 1.

Таблица 1 — 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, то 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.T	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 (для воздуха задается 0,72)

Продолжение таблицы 1

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 представлены типы каналов, рассчитываемые в программе.

Таблица 2 — 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 вращающегося 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 воздушных систем, включают максимально 30 пунктов. В зависимости от типа канала заполняются те или иные из 30 пунктов.

Описание параметров, задаваемых в каналах

Ниже представлены параметры, которые соответствуют всем каналам.

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;

Если задать 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.

TC – тип компоненты для написания макроса приложения конвективной нагрузки (TC=0 – компонент в ANSYS состоит из узлов; TC=1 – компонент состоит из элементов (в данном случае LINK34); TC=2 – компонент состоит из поверхностей (для 3D моделей)).

КРУГЛЫЙ КАНАЛ – LP1=1

PL2 – расстояние до экрана на входе в канал (см. рисунок 14);

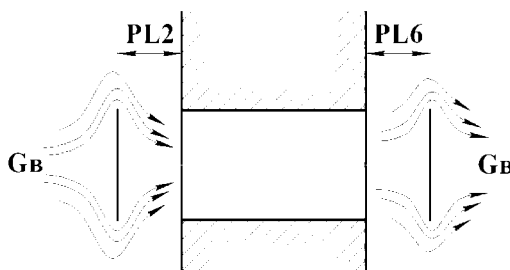


Рисунок 14 – Экраны на входе в канал и на выходе из канала

PL3 – угол поворота в канале (см. рисунок 15);

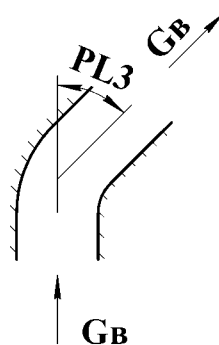


Рисунок 15 – Угол поворота в канале

PL4 – величина местного сужения в виде отношения площади проходного сечения в месте сужения к площади проходного сечения основного канала (см. рисунок 16);

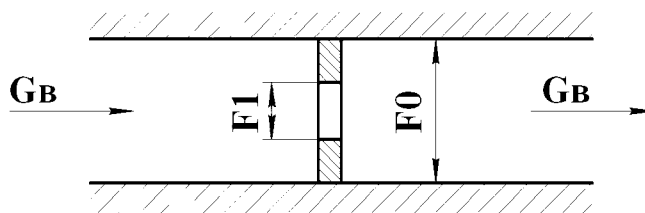


Рисунок 16 – Сужение в канале

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;
- 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 (см. рисунок 14);

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 (рисунок 17);

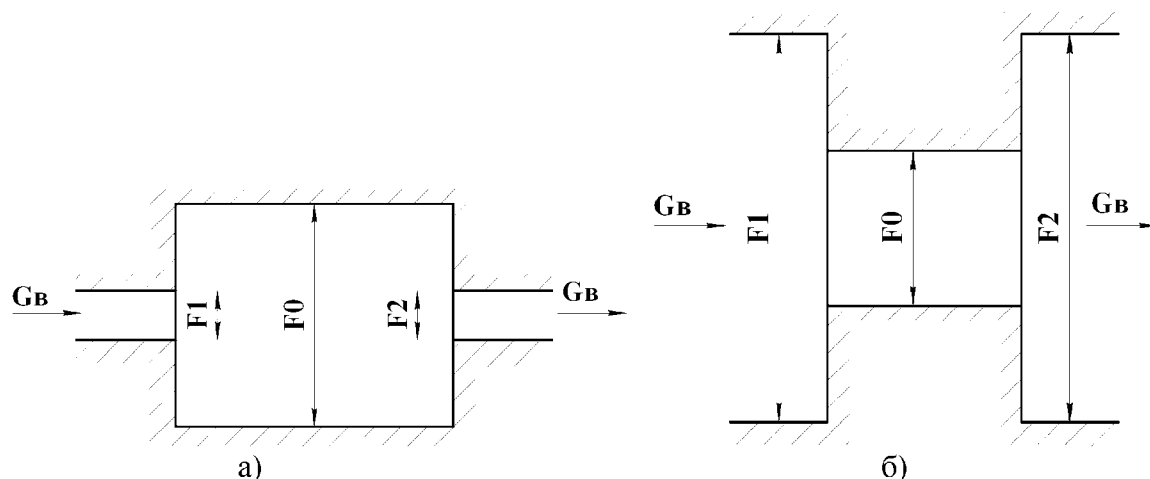


Рисунок 17 – Величины F0, F1 и F2

F2 – отношение площади проходного сечения к площади на выходе из канала;

Параметры F1 и F2 используют для учёта гидравлических потерь на входе в канал и на выходе из него соответственно. Параметр F1 определяется как $\bar{F1} = \frac{F0}{F1}$, а F2 как $\bar{F2} = \frac{F0}{F2}$. При значениях $\bar{F1}$ или $\bar{F2} > 1$ (рисунок 17а) величины принимают равными единице, в другом случае (рисунок 17б) они рассчитываются.

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 $t_{сг}-t_{в}=Kx^p$ по длине канала;

PL10=1 – для канала в ободу 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;

- 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;

АН – 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 p в приближенной зависимости распределения температурного напора $t_{ct}-t_b=Kx^p$ 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 ободу 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;
- 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 – средний диаметр (см. рисунок 18);

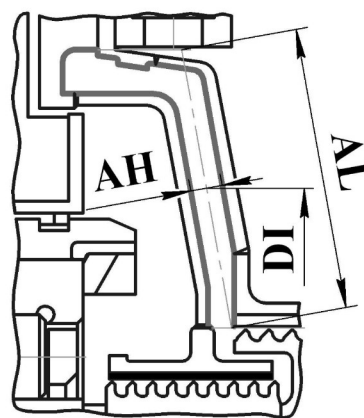


Рисунок 18 – Кольцевой канал

АН – высота канала (см. рисунок 18);

AL – длина канала (см. рисунок 18);

ZI – количество каналов; для данного канала ZI принимается больше 0 (например 1);

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 $t_{ct}-t_b=Kx^p$ 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 ободу диска, расположенного напротив подкручивающей решетки.

УПЛОТНЕНИЕ – LP1=17

PL3 – угол наклона гребешков на входе;

PL4 – угол наклона гребешков на выходе;

DI – средний диаметр;

АН – высота камеры уплотнения;

AL – длина уплотнения;

Z1 – количество уплотнительных усиков;

Z2 – шаг уплотнения;

DR – радиальный зазор;

D – толщина кромки усика;

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

Приведенные выше параметры изображены на рисунке 19.

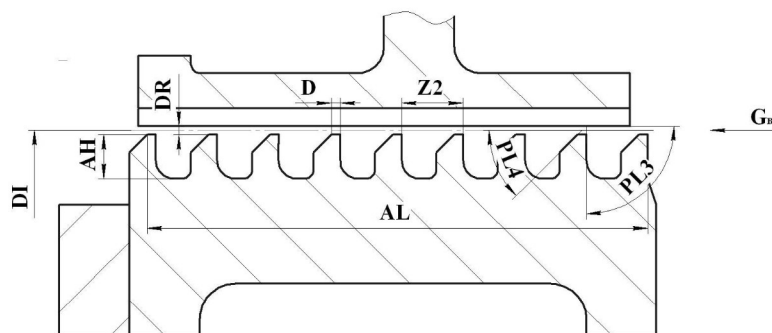


Рисунок 19 – Геометрические параметры лабиринтного уплотнения

ТЕЧЕНИЕ ВДОЛЬ ПОЛОТНА ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ДИСКА – LP1=8

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

ZI – количество каналов; для данного канала параметр принимается больше 0 (например 1);

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.

В качестве коэффициента начальной закрутки можно задавать только три значения: 0, 0.5, 1. AM=1 – если воздух поступает в данный канал из вращающейся полости. AM=0 задаётся в случае, если воздух поступает в данный канал из полости корпуса. AM=0.5 занимает промежуточное положение.

RBX – радиус на котором охладитель подводится к полотну диска (см. рисунок 20);

RBV – радиус, на котором заканчивается течение вдоль полотна диска (см. рисунок 20);

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.

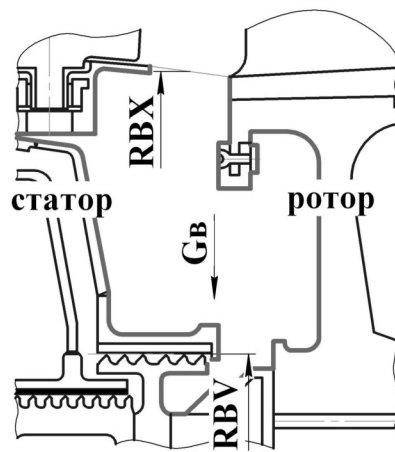


Рисунок 20 – Канал между стенкой статора и вращающимся диском

Далее представлены описания специальных каналов, которые имеются в программе, но не используются для моделирования систем наддува уплотнений масляных полостей.

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;

АН – 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;

АН – 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;

АН – 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;

АН – 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 (рисунок 21);

PL4 – коэффициент скорости для сопловой решетки;

DI – ширина межлопаточного канала, равная шагу лопаток в решетке (рисунок 21);

АН – высота канала, равная высоте лопаток (рисунок 21);

AL – длина канала, равная полупериметру профиля лопаток;

Z1 – количество лопаток в ступени;

RBX=RBV – средний радиус решетки (рисунок 21);

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

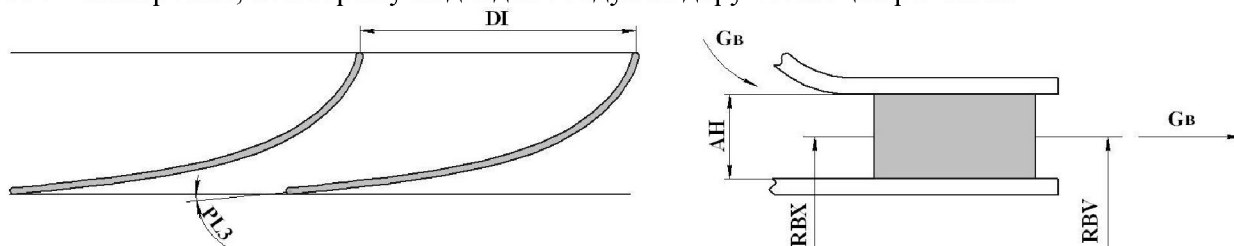


Рисунок 21 – Подкручивающая решётка

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;
- 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 – ширина канала (или его диаметр);

AN – 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 $t_{ct}-t_b=Kx^p$ 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 миллиметрах. 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.

Следует отметить, что не всегда существует возможность точно определить значение параметра. На практике такие величины на первом этапе выбирают по усмотрению инженера-расчетчика и далее проводят верификацию на основе экспериментальных данных.

Задание режима работы двигателя и граничных условий системы

Вкладка задания режима работы двигателя показана на рисунке 22. В таблице перечислены свободные узлы системы, в которых известны газодинамические параметры (давление и температура). Давления в узлах задаются в кг/см^2 , температуры — в $^{\circ}\text{C}$. В зависимости от конфигурации отбора или сброса воздуха, в качестве граничного давления может указываться статическое или полное давление. В качестве всех температур задаются полные температуры. В нижней части таблицы указываются обороты роторов в об/мин.

	tH = +15	
Номер	Давление	Температура
св.узла	в узле	в узле
	кг/см ²	град.С
1	7.7	279
10	1.1	33
Вал N1	Вал N2	Вал N3
14661	0	0

Рисунок 22 — Параметры режима работы двигателя

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 проверочных расчетов обычно одного приближения по температурам стенок каналов бывает достаточно. Если же целью расчета является точное определение параметров потока в цепи системы воздухообеспечения, то число итераций должно быть увеличено. Общий вид таблицы температур стенок каналов показан на рисунке 23. 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 $^{\circ}\text{C}$.

I	IN	JN	TC
1	1	2	242
2	2	3	217
3	3	4	183
4	4	5	150
5	5	6	150
6	6	7	150
7	7	8	150
8	8	9	150
9	9	10	150

Рисунок 23 – Температуры стенок каналов

Создание файла компонентов

Для автоматического создания файла-макроса с тепловыми нагрузками для ANSYS необходимо создать текстовый файл, показанный на рисунке 24. В данном файле необходимо ввести список названий компонентов модели в ANSYS. Каждое название должно соответствовать строчке канала. Ветвям, тепловая нагрузка от которых в дальнейшем не прикладывается к компонентам ANSYS, задавать имена не обязательно.

N1_2
N2_3
N3_4
N4_5
N5_6
N6_7
N7_8
8_9
9_10

Рисунок 24 – Компоненты

Результаты расчета СВВ

После задания всех исходных данных и выполнения решения программа 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 воздушной системы представлены в таблице 3.

Таблица 3 - Рассчитанные параметры системы воздухообеспечения

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

4 РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРОВЕДЕНИЮ ТЕПЛОВОГО РАСЧЁТА

Как и для любой конечно-элементной системы, 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.

Подробно методика проведения теплового расчёта представлена в [14].

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 или статора, 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 большей 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-четырёх;
- 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);

- Болты, отверстия под болты и другие несимметричные элементы, к которым не моделируется подвод тепла через LINK34, представляются пластинами. 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 элемента, умноженная на их число. Средняя толщина должна назначаться таким образом, чтобы объем пера элемента был близок к объему пластины, моделирующей элемент;

- Элементы, к которым подводится тепло через LINK34 (лопатки, отверстия под воздух и т.д.), моделируются SHELL 57. В качестве Real Constants для данного элемента задается толщина одного элемента;

- 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 25);

- Для задания конвективного теплообмена используются одномерные элементы LINK34. Они связывают каждый узел пера с вершиной, к которой прикладывается температура потока (рисунок 26);

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

$$F = \frac{F_{пл}}{n_{эл(LINK\ 34)}} K_{э} \cdot n_{л}$$

где $F_{пл}$ — площадь пластины, $n_{эл}$ — число элементов LINK34, $n_{л}$ — число лопаток, $K_{э}$ — 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 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.

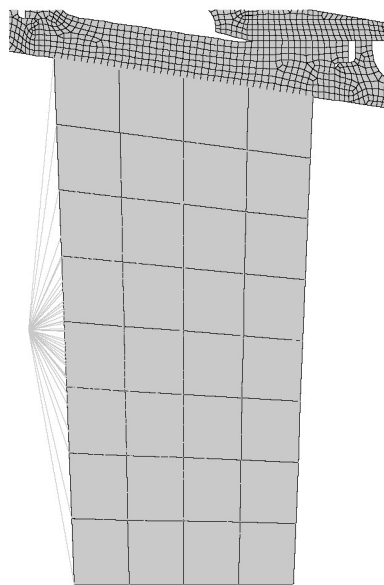


Рисунок 25 — Сетка для моделирования лопаток

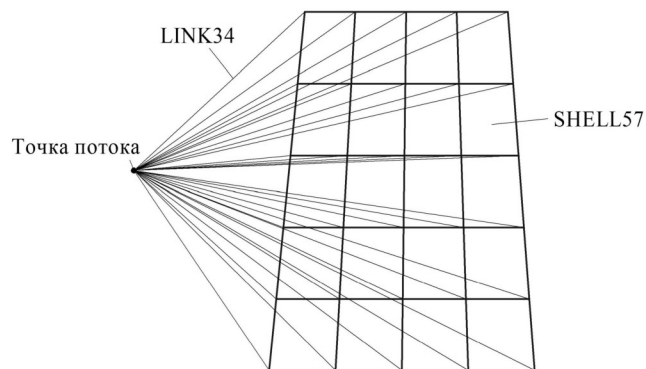


Рисунок 26 — Элементы LINK34 на лопатке турбины

Расчет элементов теплового состояния ротора на установившихся режимах

Для расчета температурного состояния на установившихся режимах работы двигателя к созданной конечно-элементной модели прикладываются нагрузки, полученные в результате расчета системы воздухообеспечения 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 VALI (Film Coefficient) указывается коэффициент теплоотдачи a , VAL2I (Bulk Temperature) — температура воздушного потока.

Для удобства приложения конвективной нагрузки предлагается создавать компоненты из узлов, элементов и др., которые соответствуют каналам, моделируемым при расчёте гидравлики. Для создания компонентов необходимо выбрать через Select его составляющие (узлы, элементы и др.) и далее выполнить команду Select->Comp/Assembly->Create Component... задав имя компонента и его тип (рисунок 27).

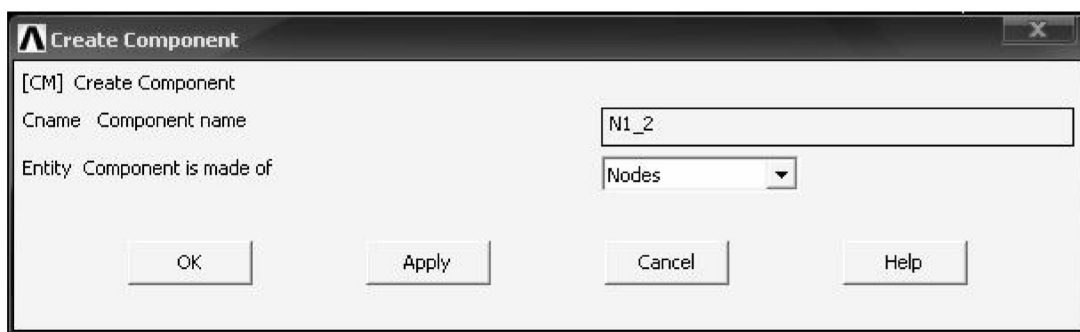


Рисунок 27 – Меню создания компонента

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.

5 РЕКОМЕНДАЦИИ ПО РАСЧЁТУ РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ ЛАБИРИНТНЫХ УПЛОТНЕНИЙ ДВИГАТЕЛЯ

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. Аналогичная ситуация с SHELL57. В расчете деформаций ротора будет использоваться четырехузловой 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,TEMP, либо из препроцессора (Prep7->Loads->Define Loads->Apply->Structural->Temperature->From Thermal Analy, после чего выбираем файл с расширением *.rst).

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 1РК 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.

6 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 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 СТО СГАУ 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 сети.

Лабораторная работа имеет три уровня сложности:

1 уровень. Провести гидравлический расчёт воздушной системы двигателя (система задаётся преподавателем) с целью выбора геометрии каналов системы.

2 уровень. Провести тепло-гидравлический расчёт для определения температур элементов двигателя (деталь или сборочная единица задаётся преподавателем).

3 уровень. Использовать сочетание гидравлического, теплового и структурного расчётов для определения величин радиальных зазоров в лабиринтных уплотнениях (лабиринтное уплотнение или их система задаются преподавателем).

Уровень выбирается преподавателем.

ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

I уровень

1. Выбрать воздушную систему для расчёта (совместно с преподавателем) и кратко её описать.
2. Построить по системе граф, ветви которого соответствуют каналам, а узлы - местам соединения каналов в единую систему.
3. Составить таблицы исходных данных:
 - 3.1. Заполнить таблицу исходных данных, описывающих геометрию каналов воздушной системы и особенности течения воздуха в каналах.
 - 3.2. Заполнить таблицу исходных данных параметров рабочего тела (p , T_B^*) в местах отбора и выпуска воздуха, а также частоты вращения роторов (использовать результаты термодинамического и газодинамического расчёта проектируемого двигателя в СГКП).

- 3.3. Заполнить таблицу исходных данных, характеризующих средние температуры стенок каналов системы (температуры задаются в первом приближении).
4. Рассчитать воздушную систему с использованием программного комплекса ХПИ.
 5. Провести выбор геометрических параметров каналов системы (диаметр и количество отверстий, параметры лабиринтных уплотнений и др.) с целью получения необходимых параметров воздуха (расход, перепад давления).
 6. На продольном разрезе двигателя изобразить стрелки, соответствующие направлению течения воздуха и нанести относительные параметры давления и температуры, а также расхода воздуха (относительно параметров сечения за компрессором «К»).
 7. На продольном разрезе двигателя нанести коэффициенты теплоотдачи и температуры воздуха в полостях.
 8. Выполнить пояснительную записку.
 9. Сдать на проверку руководителю и после исправления получить разрешение на защиту работы.

II уровень

1. Выбрать совместно с преподавателем элемент двигателя для расчёта (деталь или сборочная единица).
2. Рассчитать гидравлику воздушных систем, окружающих данный элемент (см. последовательность уровня I).
3. Смоделировать конечно-элементную модель исследуемого элемента.
4. Провести итерационный тепло-гидравлический расчёт (критерием сходимости является средняя температура стенок каналов).
5. На картине распределения полей температур нанести значения температур по контуру детали.
6. Выполнить пояснительную записку.
7. Сдать на проверку руководителю и после исправления получить разрешение на защиту работы.

III уровень

1. Выбрать совместно с преподавателем уплотнение или систему уплотнений двигателя.
2. Рассчитать гидравлику воздушной системы, рабочее тело которой проходит через исследуемое уплотнение (см. последовательность уровня I).
3. Смоделировать конечно-элементную модель исследуемых элементов (ротор и статор).
4. Провести итерационный тепло-структурно-гидравлический расчёт (критерием сходимости являются значения средних температур стенок каналов и величины радиальных зазоров).
5. Выбираются величины монтажных зазоров, которые соответствуют требуемым значениям расходов воздуха и перепадам давления на исследуемом режиме.
6. Выполнить пояснительную записку.
7. Сдать работу на проверку руководителю. В случае наличия замечаний устранить их, получить разрешение на защиту работы.

ПРИМЕР ИНДИВИДУАЛЬНОГО ЗАДАНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Выбрать геометрию системы передних лабиринтных уплотнений масляной полости средней опоры модели двигателя ДЗ0-КУ с целью обеспечения необходимого перепада давлений на взлётном режиме работы.

Определить распределение температур на внутренней задней стенке масляной полости двигателя НК-36СТ.

7 ПРИМЕР ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Задание: Выбрать геометрию элементов системы наддува РТКУ масляной полости средней опоры двигателя НК-93 с целью обеспечения необходимого перепада давления между воздушной и масляной полостью.

В данной лабораторной работе рассматривается система наддува РТКУ масляной полости средней опоры двигателя НК-93 (рисунок 28). Воздух для функционирования данной системы отбирается перед первым рабочим колесом компрессора ВД и выбрасывается во второй контур. На пути следования воздуха от входа к выходу системы встречаются следующие каналы: лабиринтные уплотнения, каналы между диском и корпусом, кольцевой канал, плоский канал, трубопроводы. Из-за незначительных утечек через РТКУ (обычно до 2 г/с) данный канал учитывать в расчёте не будем. Система будет работать правильно в том случае, если будет обеспечиваться необходимый перепад давления между воздушной и масляной полостью, а также когда радиально-упорный подшипник будет воспринимать осевую нагрузку в допустимом диапазоне. В данной работе рассматривается только обеспечение перепада на РТКУ. Из рекомендаций следует, что перепад на взлётном режиме работы необходимо обеспечить 0,5 атм. В масляной полости прием давление равным 1,2 атм. Исходя из этого, давление воздуха в предмасляной полости необходимо получить 1,7 атм.

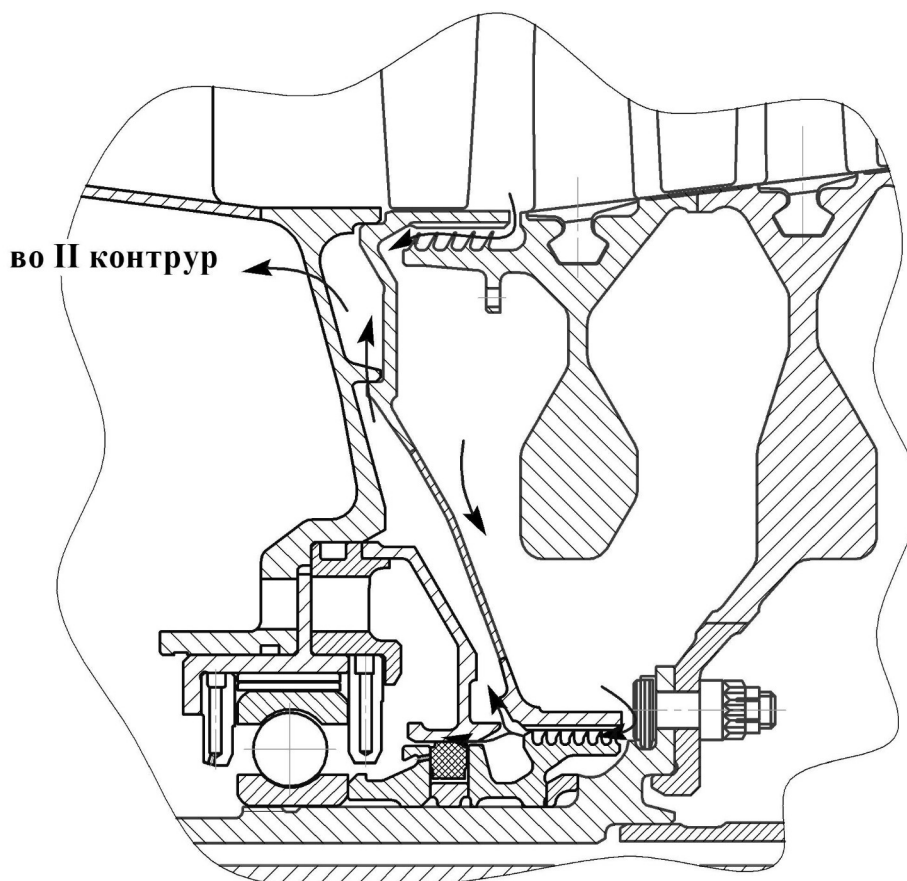


Рисунок 28 – Система наддува РТКУ средней опоры НК-93

По данной системе строим граф, представляя каждый канал в виде ветви, а места соединения ветвей в виде узлов (рисунок 29).

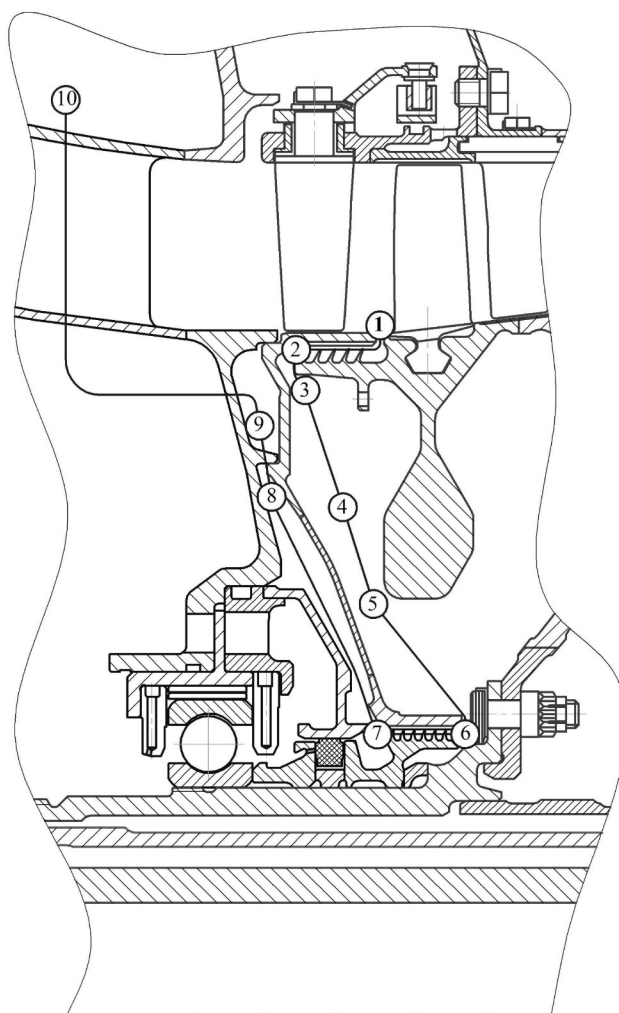


Рисунок 29 – Граф воздушной системы наддува уплотнения

Для проведения гидравлического расчёта необходимо создать 3 файла: геометрии (рисунок 13), параметров режима (рисунок 22) и средних температур стенок каналов (23). Файл компонентов создаётся только при необходимости проведения теплового расчёта.

Необходимо отметить, что не все геометрические параметры представляется возможным снять с учебного продольного разреза двигателя. Поэтому некоторыми параметрами, такими как радиальный зазор лабиринтного уплотнения, количество отверстий и пазов, в первом приближении задаемся.

Файл параметров режима формируется исходя из термогазодинамического расчёта.

Файл средних температур стенок каналов формируется по прототипу, в ином случае в первом приближении.

Проведём расчёт воздушной системы в программе ХПИ. Результаты представлены в таблице 4 и 5.

Таблица 4 – Геометрические характеристики каналов

I	FG	PG	DG	FT	PT	DT
	(КВ.М)	(М)	(М)	(КВ.М)	(М)	(М)
1	0.000995	2.397669	0.00166	0.000995	2.397669	0.00166
2	0.005872	2.34866	0.1869	0.005872	2.34866	0.1869
3	0.032773	2.048323	0.163	0.032773	2.048323	0.163
4	0.012346	1.646199	0.131	0.012346	1.646199	0.131
5	0.031495	1.259782	0.10025	0.031495	1.259782	0.10025
6	0.000128	1.024162	0.0005	0.000128	1.024162	0.0005
7	0.00264	1.242189	0.0085	0.00264	1.242189	0.0085
8	0.001872	0.888	0.008432	0.001872	0.888	0.008432
9	0.000452	0.075398	0.024	0.000452	0.075398	0.024

Таблица 5 – Результаты расчёта

I	IN	PN	JN	PN	PSR	TV	W	Q	RE	SISU	A	TN	TK
1	1	7.7	2	7.67	7.68	272	17.3	0.0868	4578	3.99	905	278	266
2	2	7.67	3	7.67	7.67	259	3	0.0868	8876892		1397	266	252
3	3	7.67	4	7.67	7.67	221	0.5	0.0868	7692511		1241	252	198
4	4	7.67	5	7.67	7.67	185	1.2	0.0868	5636295		1153	198	175
5	5	7.67	6	7.67	7.67	167	0.464	0.0868	3535481		991	175	160
6	6	7.67	7	1.51	4.59	156	168.5	0.0868	11952	11.62	4266	160	154
7	7	1.51	8	1.51	1.51	153	27.2	0.0868	10938	0.289	164	154	153
8	8	1.51	9	1.48	1.50	153	38.6	0.0868	15310	2.316	261	153	153
9	9	1.48	10	1.1	1.29	153	185.1	0.0868	180393	2.112	471	153	152

В таблице 4 представлены данные, носящие только информативный характер.

Из результатов расчётов видно, что давление в узле 7 получено 1,51 атм. Существует множество вариантов регулирования этого параметра. В данном случае был выбран случай изменения радиального зазора нижнего лабиринтного уплотнения.

Проведём ряд расчётов для различных радиальных зазоров и построим зависимость (рисунок 30).

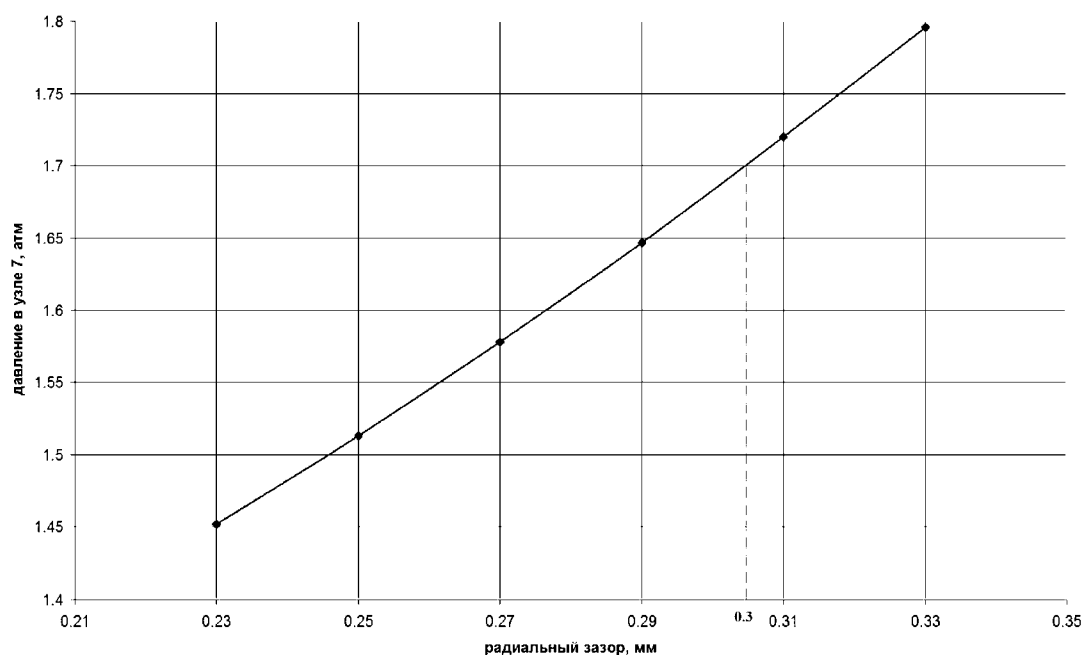


Рисунок 30 – Зависимость давления в узле 7 от величины радиального зазора в лабиринтном уплотнении

Из рисунка 30 видно, что необходимое давление в узле 7 обеспечивается при величине рабочего радиального зазора в лабиринтном уплотнении равной 0,3мм.

В таблице 6 представлены результаты окончательного расчёта воздушной системы.

Таблица 6 – Результаты окончательного расчёта

I	IN	PN	JN	PN	PSR	TV	W	Q	RE	SISU	A	TN	TK
1	1	7.7	2	7.65	7.67	272	21.222	0.106	5585	3.992	1020	278	267
2	2	7.65	3	7.65	7.65	261	3.693	0.106	8809483		1392	267	255
3	3	7.65	4	7.65	7.65	226	0.619	0.106	7531013		1231	255	204
4	4	7.65	5	7.65	7.65	192	1.531	0.106	5485743		1141	204	182
5	5	7.65	6	7.65	7.65	174	0.576	0.106	3441294		981	182	166
6	6	7.65	7	1.68	4.66	162	173.982	0.106	14741	10.557	3850	166	158
7	7	1.68	8	1.68	1.68	157	30.133	0.106	13261	0.276	190	158	157
8	8	1.68	9	1.65	1.66	157	42.813	0.106	18572	2.311	300	157	157
9	9	1.65	10	1.1	1.37	156	214.361	0.106	218921	2.127	551	157	156

На рисунке 31 нанесены относительные значения параметров воздуха (давление, температура и расход воздуха).

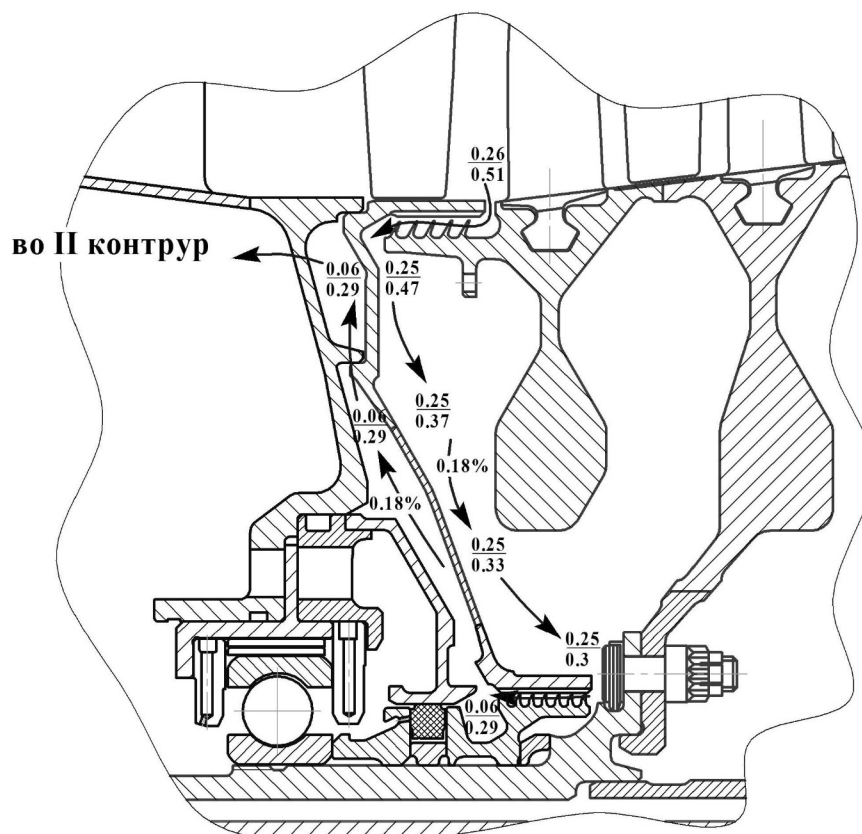


Рисунок 31 – Гидравлические параметры системы

верхнее значение - относительное давление;
нижнее значение - относительная температура

На рисунке 32 нанесены значения параметров конвекции (средняя температура воздуха в канале и коэффициент теплоотдачи).

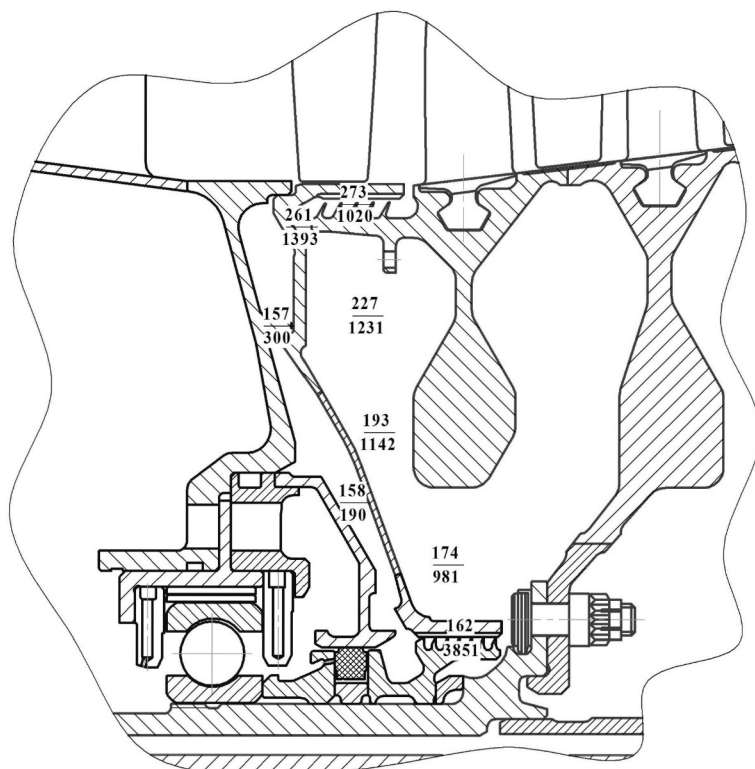


Рисунок 32 – Параметры конвекции
верхнее значение - температура, °C;

нижнее значение - коэффициент теплоотдачи, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{ К}}$

В результате проведённой работы была подобрана величина рабочего радиального зазора нижнего лабиринтного уплотнения 0,3мм и тем самым обеспечен необходимый перепад давления на РТКУ.

8 ПРИМЕР ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ТРУБЕ ПОДВОДА ВОЗДУХА К АКТИВНОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ РАДИАЛЬНЫМИ ЗАЗОРАМИ ТНД

Исходные данные:

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

$T_{кII} = 444 \text{ К}$ - полная температура в канале.

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

Составим расчетную схему системы отбора (рисунок 33).

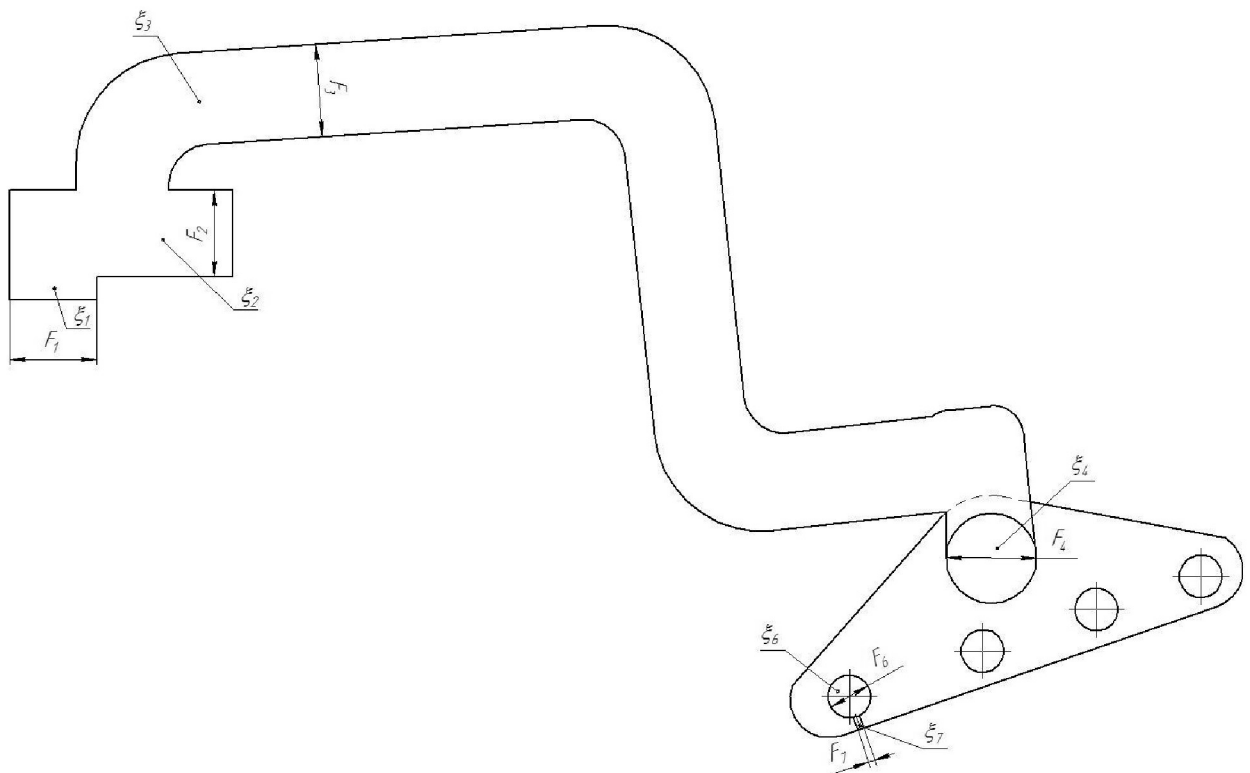


Рисунок 33 – Отбор воздуха из второго контура

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: $p_{кII}^* = 0,385 \text{ МПа}$; $T_{кII}^* = 444 \text{ К}$.

Элемент 1

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$\xi_1 = \xi_{\text{ex}} + \xi_{\text{раси}} + \xi_{\text{нов}} = 2,444.$$

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

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

Элемент 2

Этот элемент представляет собой четыре трубы транспортировки воздуха.

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

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

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

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

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

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

$$\xi_{\text{вх}} = 1,195;$$

$$\delta = 90^\circ \Rightarrow \xi_{\text{нов1}} = 0,326; \xi_{\text{нов2}} = 0,458; \xi_{\text{нов3}} = 0,573;$$

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

$$\xi_2 = \xi_{\text{ex}} + \xi_{\text{нов1}} + \xi_{\text{нов2}} + \xi_{\text{нов3}} + \xi_{\text{тр}} + \xi_{\text{вх}} = 3,152.$$

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

Элемент 3

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

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

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

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

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

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

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

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

$$\xi_3 = \xi_{ax} + \xi_{раси} + \xi_{нов} = 2,444.$$

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 $d_5 = 0,014 \text{ м}$;

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$\xi_1 = \xi_{ax} + \xi_{раси} + \xi_{нов} = 2,444.$$

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

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.

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

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

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

Плотность воздуха: $\rho_5 = \frac{P_4^*}{R \cdot T_{\kappa\Pi}^*} = 2,7 \text{ кг} / \text{м}^3$.

$$\xi_5 = \xi_{отв} = 100.$$

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.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данном учебном пособии рассмотрены вопросы проектирования воздушной системы авиационного двигателя.

Выполняемая по данному пособию работа носит расчетно-исследовательский характер, так как нацелена на оптимизацию системы отбора воздуха. Задание на выполнение исследовательской работы выдается индивидуально каждому студенту. Работа полностью интегрирована в Сквозной групповой курсовой проект. Используются современные информационные технологии: комплекс ХПИ, ANSYS.

Исследовательская работа имеет три уровня сложности:

1 уровень. Провести гидравлический расчёт воздушной системы двигателя (система задаётся преподавателем) с целью выбора геометрии каналов системы.

2 уровень. Провести тепло-гидравлический расчёт для определения температур элементов двигателя (деталь или сборочная единица задаётся преподавателем).

3 уровень. Использовать сочетание гидравлического, теплового и структурного расчётов для определения величин радиальных зазоров в лабиринтных уплотнениях (лабиринтное уплотнение или их система задаются преподавателем).

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 Фалалеев С.В. Конструкция и проектирование системы внутреннего воздухооборудования ГТД/ Учебное пособие № 18/73. –Самара:СГАУ, 2004. –40с.
- 2 Копелев, С.З. Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД [Текст]/ С.З. Копелев, А.Ф. Слитенко. Х.: Основа, 1994. – 240с.
- 3 Назаров, А.П. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф [Текст]: учебное пособие/ А.П. Назаров. – 363с.
- 4 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.
- 5 «Двигатель» Научно-технический журнал, - 2008. -№1(55).
- 6 Кондаков, Л.А. Уплотнения и уплотнительная техника [Текст]: справочник/ Л.А. Кондаков, А.И. Голубев, В.Б. Овандер. – М.: Машиностроение, 1986. – 464с.
- 7 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.
- 8 Берж, К. Теория графов и её применения [Текст]/ ИЛ, М., 1962, 319с.
- 9 Басакер, Р. Конечные графы и сети [Текст]/ Р. Басакер, Т. Саати. Москва: «Наука», 1973, 368.
- 10 Secondary air system component modelling for engine performance simulations [Text] / A. Alexiou, K. Mathioudakis // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air. – 2008. – GT2008-50771.
- 11 Швеи, И.Т. Воздушное охлаждение деталей газовых турбин [Текст] / И.Т. Швеи, Е.П. Дыбан // Киев: «Наукова думка». - 1974.
- 12 Слитенко, А.Ф. Метод расчета систем охлаждения ГТУ на основе теории графов и гидравлических сетей [Текст] // Современные проблемы газодинамики и теплообмена и пути повышения эффективности энергетических установок. – М., 1983. – С.47-48.
- 13 Меренков А.П., Хасилев В.Я. Теория гидравлических цепей. М., «Наука», 1985.
- 14 Бондарчук, П.В. Моделирование меодисциплинарных и нестационарных тепловых процессов в элементах двигателей [Текст]: учеб. пособие / П.В. Бондарчук, А.Ю. Тисарев – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 88 с.

Учебное издание

*Тисарев Андрей Юрьевич
Фалалеев Сергей Викторович*

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

Электронное учебное пособие

Редактор Фалалеев С.В.
Доверстка Тисарев А.Ю.

Подписано в печать . Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. .

Тираж экз. Заказ _ ____ . Арт. С- /2012

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