

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)»

П.В. Бондарчук, Д.П. Давыдов, А.Ю. Тисарев, С.В. Фалалеев,

**«МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
РАДИАЛЬНЫМИ ЗАЗОРАМИ В КОМПРЕССОРЕ»**

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

САМАРА 2011

УДК СГАУ: 621.438.001.2

ББК СГАУ: 39.55

Б28

Авторы: С.В. Фалалеев, П.В. Бондарчук, Д.П. Давыдов, А.Ю. Тисарев.

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

Б28 «методика проектирования системы управления радиальными зазорами в компрессоре»: учеб. пособие / [П.В. Бондарчук и др.].

– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 74 с.:58 ил.

ISBN

Учебное пособие обеспечивает обучение методике проектирования системы управления радиальными зазорами в компрессоре. Подробно разобраны методики проектирования активной тепловой и активной механической системы управления радиальным зазором. Пособие снабжено конечно-элементными моделями, облегчающими освоение материала.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по курсам «Конструирование основных узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок», «Динамика и прочность», «Вибрация и прочность», а также для самостоятельной работы студентов-дипломников, аспирантов, магистрантов и научных работников, чьи исследования связаны с турбомашиностроением.

Учебное пособие содержит 74 страниц, в том числе 58 рисунков. Сверстано в соответствии с требованиями СГАУ для учебно-методических изданий, подготовлено в электронном виде в формате PDF.

УДК СГАУ: 621.438.001.2

ББК СГАУ: 39.55

ISBN

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	4
1 Расчет радиального зазора.....	6
2 Анализ методов управления радиальными зазорами.....	8
3 Проведение расчетных исследований и разработка методики проектирования тепловой системы активного управления радиальными зазорами.....	31
4 Проведение расчетных исследований и разработка методики проектирования механической системы активного управления радиальными зазорами.....	54
5 Методика проектирования системы управления радиальными зазорами в компрессоре.....	67
6 Компьютерные модели и макросы для проведения расчетных исследований.....	68
Заключение.....	70
Список использованных источников.....	71

ВВЕДЕНИЕ

Общеизвестен тот факт, что развитие газотурбинной техники связано, прежде всего, с форсированием параметров цикла газотурбинного двигателя. Расчеты показывают, что для увеличения общей эффективности двигателя при неизменном КПД турбокомпрессора требуется существенное повышение его параметров цикла — степени повышения давления, температуры и степени двухконтурности m [1]

В процессе работы двигателя радиальные зазоры в лопаточной машине не остаются постоянными: они меняются весьма существенно в зависимости от режима работы двигателя. Также наблюдается общая тенденция к увеличению зазора в процессе эксплуатации двигателя (это связано с износом элементов конструкции компрессоров и турбин). Возникает вопрос о поддержании желаемого уровня радиальных зазоров в течение всего срока эксплуатации двигателя на летательном аппарате и минимизации зазора на режимах крейсерской работы двигателя с целью увеличения эффективности двигателя на указанных режимах. Решению обозначенных задач служат системы активного управления радиальными зазорами — САУРЗ. В силу специфики своей конструкции (об этом речь пойдет в последующих разделах), САУРЗ зачастую входит в состав более крупной системы двигателя — системы вторичного воздухообеспечения двигателя. СВВ современных двигателей и промышленных установок характеризуется повышенной сложностью и служит для выполнения следующих функций:

- обеспечения эффективного охлаждения деталей горячей части двигателя (лопатки и диски турбин, детали камеры сгорания и другие);
- уплотнения воздушных полостей и недопущение утечек горячего газа из тракта в двигатель;
- уплотнения опор для предотвращения выхода масла за пределы маслополостей;
- наддува полостей опор;

- управления осевыми усилиями на подшипниках опор роторов;
- управления радиальными зазорами в турбинах и компрессорах;
- охлаждения вспомогательного оборудования;
- обеспечения систем кондиционирования салона потребным количеством воздуха;
- обеспечения работы противообледенительной системы.

Зачастую потребление воздуха на нужды СВВ рассматривается как внесение дополнительных потерь в рабочий процесс двигателя. Действительно, воздух, отбираемый из тракта для целей СВВ, не участвует в непосредственном создании тяги. Поэтому количество отбираемого воздуха всегда определяется как компромисс между высокими параметрами двигателя и его безопасной и надежной работой. В разделе будут рассмотрены вопросы проектирования САУРЗ в составе СВВ двигателя, рассмотрена методика расчета изменения радиального зазора в компрессоре двигателя, принципы проектирования САУРЗ и расчета ее параметров. В качестве компрессора двигателя для отработки рассматриваемых методов расчета рассматривается НК-36, разработанный ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова». Актуальность рассматриваемых в работе вопросов подтверждается множеством публикаций в различных источниках. В качестве примера можно привести исследования, проводимые компанией MTU Aero Engines GmbH (работы Я. Мюллера по разработке моделей СВВ для полного термомеханического расчета газо турбинного двигателя - ГТД [22]), работы Б.М. Штейнеца и других из Исследовательского центра Гленна, Огайо [12], и другие.

1 Расчет радиального зазора

Монтажный (сборочный) радиальный зазор для рабочей лопатки $\delta_{\text{монт.ПК}}$ определяется расстоянием между торцом лопатки рабочего колеса 1 и кольцом 2 (рисунок 1). Монтажный радиальный зазор для лопатки направляющего аппарата $\delta_{\text{монт.НА}}$ определяется расстоянием между торцом лопатки направляющего аппарата 3 и проставкой 4.

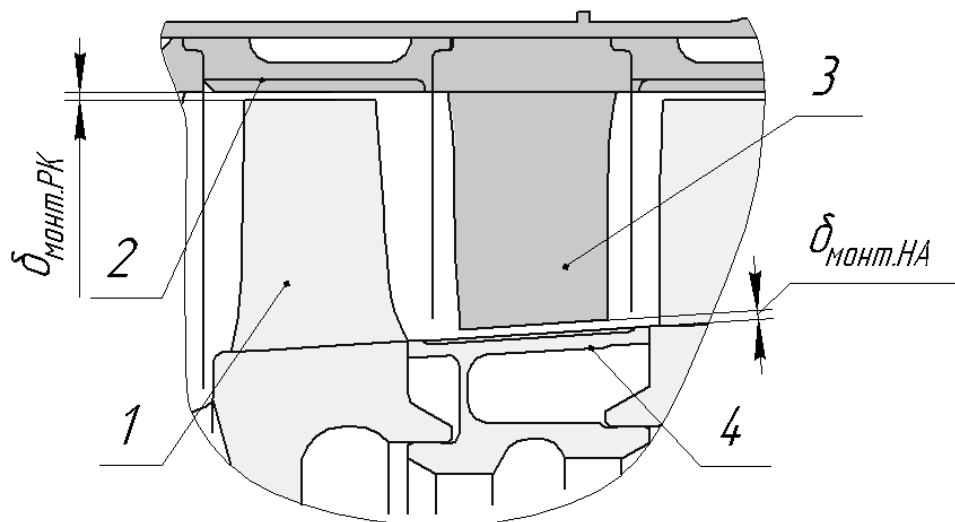


Рисунок 1 – Монтажные радиальные зазоры на рабочих и направляющих лопатках

При наличии временных зависимостей радиальных перемещений торцов рабочих и направляющих лопаток и соответствующих рабочих колец определяется картина изменений во времени радиальных зазоров:

$$\delta_i = \delta_{\text{монт}} + \delta_{\text{статора}} - \delta_{\text{ротора}}$$

где δ_i – текущее значение радиального зазора, $\delta_{\text{монт}}$ – монтажный радиальный зазор, $\delta_{\text{статора}}$ – текущее значение радиального перемещения статора, $\delta_{\text{ротора}}$ – текущее значение радиального перемещения ротора..

Перечислим основные факторы, влияющие на перемещения указанных характерных точек, и соответственно на радиальный зазор:

- деформации ротора и статора от изменения температур и силовых воздействий;
- вытяжка лопаток из замка под действием центробежной силы;
- прогиб ротора и статора под действием своего веса;

- радиальный зазор в подшипниках;
- радиальный перемещения в демпферах;
- динамические прогибы ротора от рабочих дисбалансов;
- динамические прогибы ротора в критических ситуациях (обрыв лопатки);
- оваллизация корпуса от неосесимметричных внешних нагрузок;
- оваллизация корпуса от осесимметричных нагрузок, в том числе и от радиального градиента температур, вследствие его конструктивной неосесимметричности (присоединённые жёсткости, вырезы, горизонтальный разъём и т.д.);
- динамические радиальные деформации опор ротора от рабочих дисбалансов;
- деформации деталей в процессе эксплуатации из-за пластичности и ползучести материала.
- Соответственно δ ротора и δ статора являются алгебраической суммой перечисленных факторов.

2 Анализ методов управления радиальными зазорами

Краткий обзор САУРЗ: текущее состояние вопроса и перспективы развития

Ликвидация утечек в компрессорах и турбинах ГТД позволяет обеспечить существенное снижение удельного расхода топлива двигателя, увеличение срока службы двигателя, повысить запас устойчивой работы компрессора, повысить общую эффективность двигателя и его использования. Стоимость технического обслуживания и капитального ремонта крупногабаритных коммерческих газотурбинных двигателей зачастую превышает несколько сотен тысяч долларов.

Поскольку конструкции ГТД продолжают совершенствоваться и достигают все большей производительности, а производитель старается выйти на мировой рынок с продукцией, обладающей повышенным ресурсом, необходимость в дополнительном уплотнении элементов тракта продолжает расти.

История вопроса

Уплотнения газоздушного тракта продолжают быть одним из ключевых вопросов при проектировании авиационных газотурбинных двигателей. С момента создания первых авиационных ГТД проблема утечек в тракте является вопросом научных исследований [2, 10, 13, 14 и другие]. Радиальный зазор между вращающимися лопатками ротора и неподвижным корпусом компрессора непостоянен во время работы двигателя из-за температурных и механических нагрузок на элементы ротора и статора. Это утверждение верно как для ГТД, являющихся силовыми установками для летательных аппаратов, так и для двигателей наземного применения, хотя в первом случае зазор подвержен более интенсивному изменению по ряду причин (условия работы двигателей, более значительное изменение нагрузок за полет). Хотя эрозионный износ является основным компонентом износа трактовых уплотнений, внимание уделяется и трению в элементах уплотнений. В процессе эксплуатации двигателя предусматривается

возможность касания вращающихся деталей ротора о статор. Предварительно установленный радиальный зазор фактически выбирается с возможностью небольшого врезания на наименее благоприятных режимах работы (например, взлет или повторное ускорение). В такие моменты статор играет роль абразивного инструмента, стачивающего рабочие части лабиринтного уплотнения и торцы лопаток. Износ от трения также может вносить свой вклад в ускорение процессов эрозионного износа.

В литературе [15] говорится о пользе управления радиальными зазорами как на двигателях военной авиации (ТРДД с малой степенью двухконтурности), так и на двигателях гражданского применения (ТРДД с высокой и сверхвысокой степенями двухконтурности). Существуют исследовательские программы по определению и количественной оценке износа элементов авиационных двигателей и связанных с износом потерь в основных данных двигателя. Олсон и Мартин [16] приводят данные о влиянии нагрузок на элементы двигателя Pratt & Whitney JT9D на износ его элементов при увеличении радиального зазора. Нагрузки на элементы за полетный цикл и их влияние на параметры двигателя измерялись для вентилятора и турбины высокого давления - ТВД.

Выделяют три группы нагрузок за полетный цикл: аэродинамические, инерционные и гироскопические. Наибольшее влияние на параметры двигателя оказывают инерционные и аэродинамические нагрузки. Эти виды нагрузок оказывают наибольшее влияние на зазор вентилятора при взлете на максимальном угле атаки. Однако, сочетание аэродинамических нагрузок, инерционных и температурных деформаций во время набора высоты приводят к минимальному значению радиального зазора. Сочетание эволюций самолета с высоконагруженными режимами и аэродинамическими нагрузками приводят к снижению зазора и касанию элементов ротора о статор. Говард и Фэшинг [17] сообщают о снижении основных данных двигателя General Electric CF650 при увеличении радиальных зазоров в лопаточных машинах и нарушении округлости элементов статора при

тестовом запуске. В ходе наземных испытаний были получены значения радиальных зазоров для таких неустановившихся режимов, как разгон, останов, повторная приемистость и повторный запуск двигателя.

Аэродинамическое уменьшение концевых потерь в компрессоре

Существуют газодинамические методы, позволяющие уменьшить потери при перетекании газа в радиальном зазоре. Один из них - подача регулируемого количества воздуха через корпус компрессора в область лопаточного зазора [24]. Высокая скорость струи изменяет трёхмерное поле потока в области зазора, возбуждая низкий импульс потока и сдвигая вихрь зазора назад. Кроме того, вдуваемый воздух уменьшает угол атаки воздуха и таким образом разгружает периферийную часть роторных лопаток. Рисунок 2 показывает снижение потерь рядом с передней кромкой лопатки из-за подачи воздуха в область зазора.

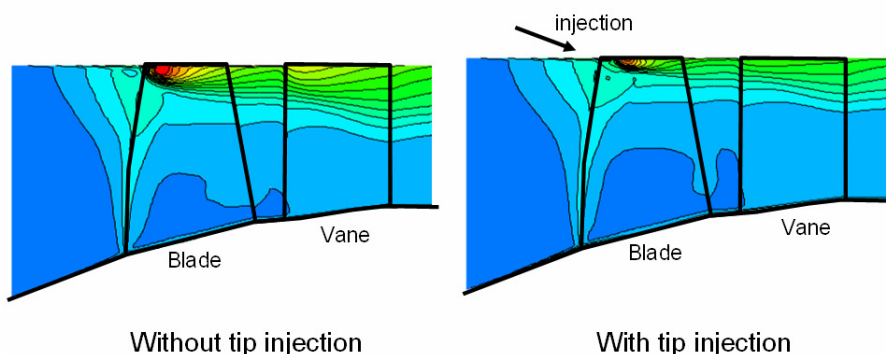


Рисунок 2 – CFD моделирование поля потока в компрессоре

Еще один способ – использование канавок и пазов в корпусе (рисунок 3), расположенных выше кончиков компрессорных лопаток является мощным методом контроля утечек потока через радиальный зазор и повышения устойчивости потока в компрессорах [23,24].

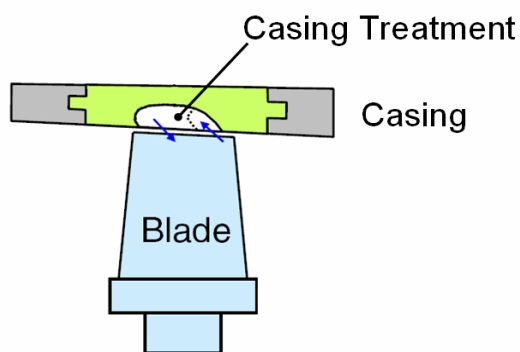


Рисунок 3 - Канавки в корпусе компрессора

Механизм изменения радиального зазора

Радиальный зазор, как уже отмечалось ранее, зависит от условий работы двигателя. Механизм изменения рассматриваемого зазора заключается в деформации как вращающихся, так и неподвижных элементов конструкции двигателя из-за действующих на них нагрузок. Эти нагрузки можно условно разделить на две группы: нагрузки, связанные с двигателем, и нагрузки, связанные с полетом. Первые включают в себя центробежные, температурные, внутренние давления и аэродинамические силы. Вторые состоят из инерционных (гравитация), аэродинамических (внешнее давление) и гироскопических нагрузок. Нагрузки, связанные с работой двигателя, могут приводить к появлению как осесимметричных, так и асимметричных изменений радиального зазора. Полетные нагрузки вызывают асимметричные изменения радиального зазора.

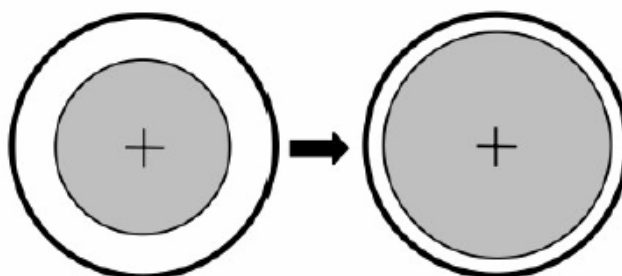


Рисунок 4 – Осесимметричное изменение зазора

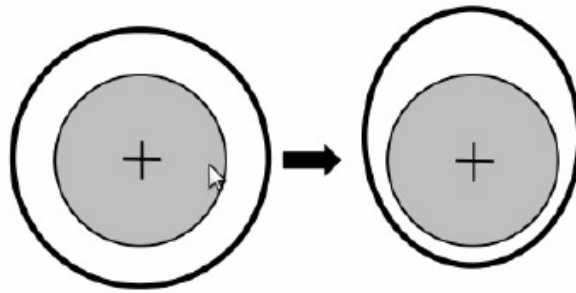


Рисунок 5– Асимметричное изменение зазора

Осесимметричное изменение зазора

Осесимметричные деформации элементов возникают в результате действия однородных распределенных по окружности нагрузок (центробежных, температурных, внутренних давлений) на детали ротора или статора, которые вызывают равномерные радиальные перемещения точек деталей (рисунок 4). Центробежные и температурные нагрузки вызывают наибольшее изменение радиального зазора. Центробежные нагрузки приводят к возникновению преимущественно осесимметричных деформаций, температурные нагрузки могут вызывать как осесимметричные, так и асимметричные деформации, в зависимости от равномерности нагрева и охлаждения деталей. На рисунке 6 показана зависимость радиального зазора и скорости вращения ротора от времени при действии осесимметричных нагрузок для заданного профиля полета. На рисунке отмечены основные рабочие точки (взлет, режим крейсерского полета, сброс, повторная приемистость). Диаграмма показывает отклик ротора и статора на изменение частоты вращения и температуры газа, а также необходимость назначения холодного зазора. Как будет отмечено далее, приведенные значения должны быть увеличены с учетом асимметричных полетных нагрузок. Изменение зазора в военных двигателях может быть выше за счет необходимости обеспечения основных данных двигателя в ущерб его эффективности.

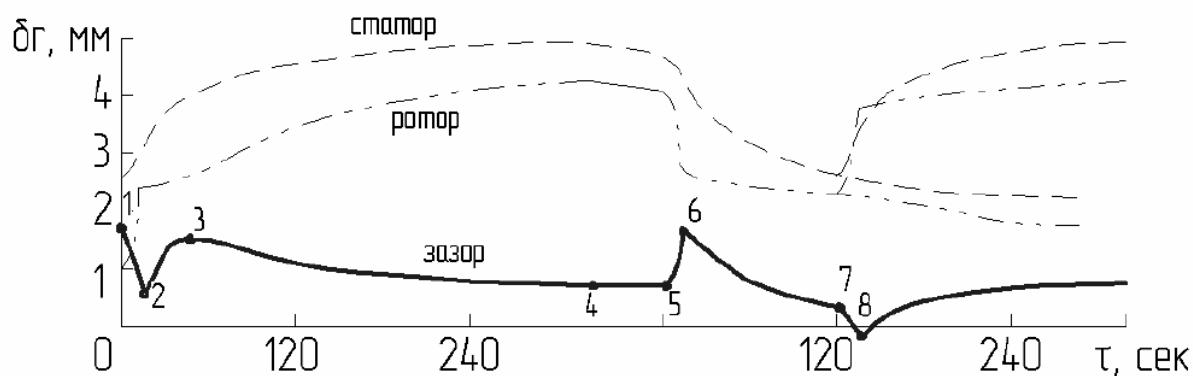


Рисунок 6 – Изменение радиальных зазоров ротора и статора в двигателе НК-2У [1]

При старте холодного двигателя между ротором и статором сохраняется небольшой зазор. Этот зазор быстро снижается при увеличении режима за счет резкого роста центробежных нагрузок и быстрого прогрева лопаток (участок 1-2 на рисунке 6). В этот момент изменение диаметра статорных деталей происходит заметно медленнее. Этот эффект может привести к минимизации зазора и даже к появлению «точки касания». Далее зазор будет увеличиваться за счет прогрева деталей статора (участок 2-3). После этого начнут прогреваться массивные элементы ротора, и зазор вновь уменьшится (участок 3-4). При выходе двигателя на крейсерский режим работы ротор и статор достигнут температурного равновесия, и зазор будет оставаться относительно постоянным (участок 4-5). При работе на крейсерском режиме возможно изменение зазора за счет изменения высоты полета, что должно быть учтено при назначении холодного зазора и проектировании элементов двигателя. При сбросе режима (участок 5-6), зазор быстро увеличивается за счет механической разгрузки ротора и быстрого охлаждения лопаток. При прерванной посадке самолета происходит повторная приемистость и резкое сокращение зазора, что может привести к врезанию (точка 8). Такая ситуация может привести к более интенсивному снижению зазора, чем при взлете, и должна быть предусмотрена при назначении холодного зазора. Эффект снижения зазора

может проявиться при повторной приемистости после приземления самолета в момент включения реверса. На рисунке 7 показаны два ключевых принципа активного регулирования зазора.

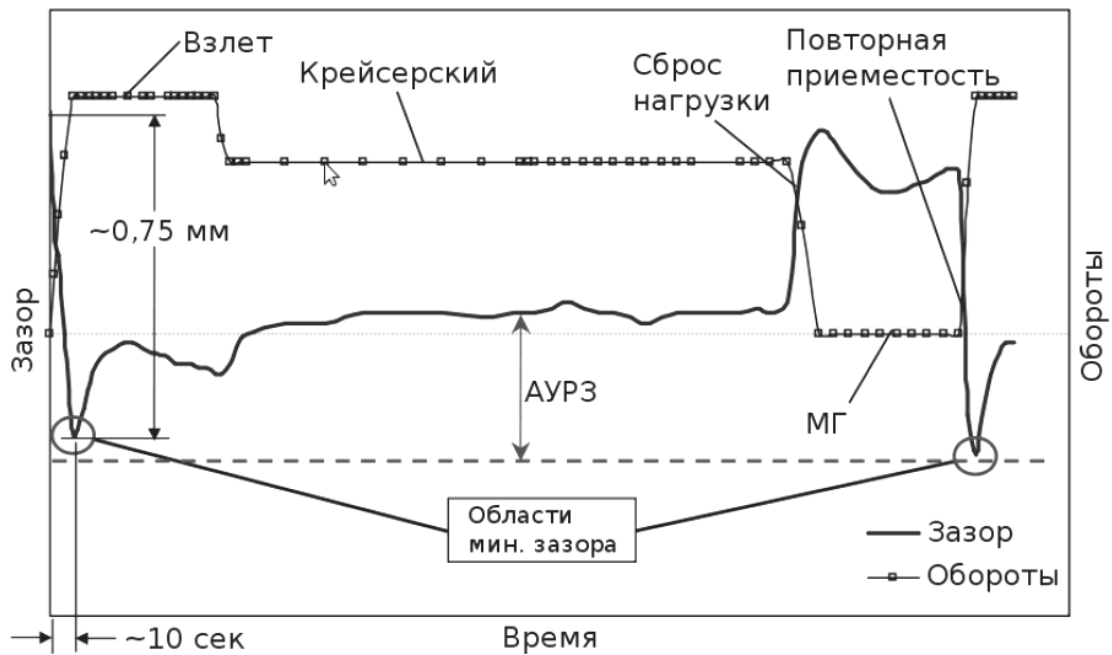


Рисунок 7 – К объяснению принципов работы СУАРЗ

Первый заключается в стремлении уменьшить радиальный зазор на режимах крейсерской работы двигателя. Такие режимы являются наиболее продолжительными, и снижение зазора позволяет достичь значительного выигрыша в удельном расходе топлива. Второй принцип — стремление увеличить зазор в те моменты, когда возможно врезание ротора. В общем случае цель активного регулирования радиальных зазоров можно сформулировать как обеспечение минимальных радиальных зазоров без точек врезания в течение всего полетного цикла. Резкое снижение зазора возможно и в процессе полета при останове двигателя и повторном запуске. Указанный процесс является необходимым атрибутом испытаний самолета. Двигатель выключается в полете на небольшой промежуток времени, во время которого происходит вращение ротора в режиме авторотации, и далее вновь запускается и выводится на режим, с которого был произведен останов. Поскольку происходит не просто сброс режима, а полное выключение двигателя, то статор охлаждается более интенсивно, чем при

сбросе и повторной приемистости. При этом сохраняется влияние центробежных сил, хотя частота вращения на авторотации заметно ниже частоты земного малого газа. При запуске из положения авторотации возможно более интенсивное снижение зазора, чем в условиях взлета (из-за сниженных по сравнению с взлетными условиями температур как ротора, так и статора). Развитие обозначенного процесса зависит от времени выключения двигателя в полете. На рисунке 8 показаны данные по изменению радиального зазора в двигателе GE CF650 в стендовых условиях при останове. Изменение зазора и скорости вращения газогенератора происходит от крейсерских условий работы, далее происходит останов на 3 минуты и повторный выход на земной малый газ. График показывает увеличение зазора на 0,95 мм при снижении оборотов с 9000 об/мин. За время трехминутного останова происходит охлаждение статора и снижение его диаметра, что приводит к снижению зазора до 0,5 мм. При повторном запуске двигателя и выходе на режим малого газа (6000 об/мин) возрастает действие центробежных сил и температура лопаток, что приводит к снижению зазора на 0,38 мм относительно крейсерского режима. Понятно, что если бы крейсерский зазор был меньше 0,38 мм, то произошло бы врезание ротора.

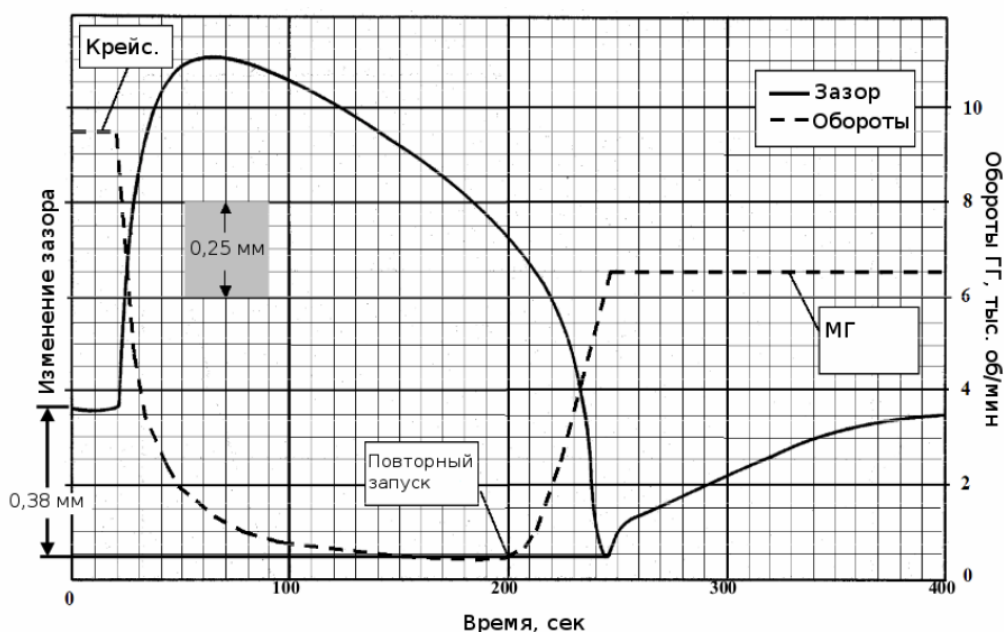


Рисунок 8 - Радиальный зазор в двигателе CF6-50

Асимметричное изменение зазора

Асимметричное изменение зазора происходит в результате действия неоднородных в окружном направлении нагрузок (температурных, силовых, инерционных и аэродинамических) и сказывается, как правило, на элементах статора. Общий вид асимметричного изменения радиального зазора показан на рисунке 5. Искажение оболочек статора в следствие неравномерного прогрева может привести в увеличению зазора в одних сечениях, и его снижению в других сечениях по окружности («овализация» статора). Асимметричная деформация статора также может произойти в результате аэродинамических и силовых нагрузок и при маневрировании летательного аппарата (рисунок 9). Поскольку двигатели устанавливаются на самолет под углом к его оси (рисунок 9, а), возникающие реакции на аэродинамические и силовые нагрузки создают момент, вызывающий смещение статора относительно ротора. Аэродинамические нагрузки во входном устройстве создают усилие сдвига и изгибающий момент на статоре вентилятора. Эти деформации распространяются по статору далее по длине двигателя. Указанные нагрузки зависят от скорости полета, угла атаки, направления воздушного потока на входе в двигатель (рисунок 9, б). Аэродинамические нагрузки достигают своих максимальных значений при взлете, когда угол атаки максимален. Они вызывают деформации статора, приводящие к снижению зазора в нижней центральной точке двигателя (нижняя точка продольной плоскости двигателя). Изменение зазора при взлете показано на рисунке 9, в. Обратная картина распределения радиального зазора наблюдается при включении реверса: в верхней точке зазор снижается, в нижней — увеличивается.

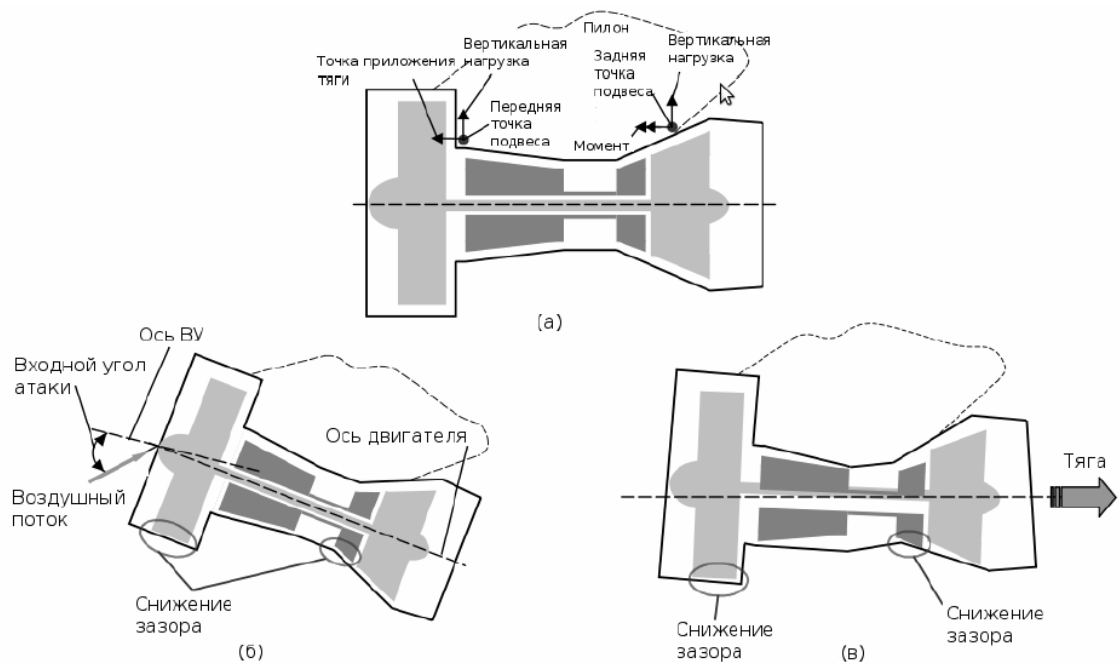


Рисунок 9 — Подвес двигателя (а), снижение зазора от аэродинамических нагрузок (б), снижение зазора от силовых нагрузок (в)

На рисунке 10 представлены данные по двигателю JT9D [14] (изменение радиального зазора при взлете). Четыре точки замера радиального зазора показаны схематично (вид по полету). Рисунок иллюстрирует как осесимметричное изменение зазора, так и асимметричное. В начале работы двигателя зазор снижается за счет действия центробежных сил во время разгона. При увеличении режима до взлетного начинается осесимметричный рост радиального зазора за счет прогрева статора и проявляется его асимметричное изменение. Асимметрия в изменении радиального зазора возрастает в процессе набора высоты (из-за роста аэродинамических нагрузок и их распространения от входа в двигатель к турбине).

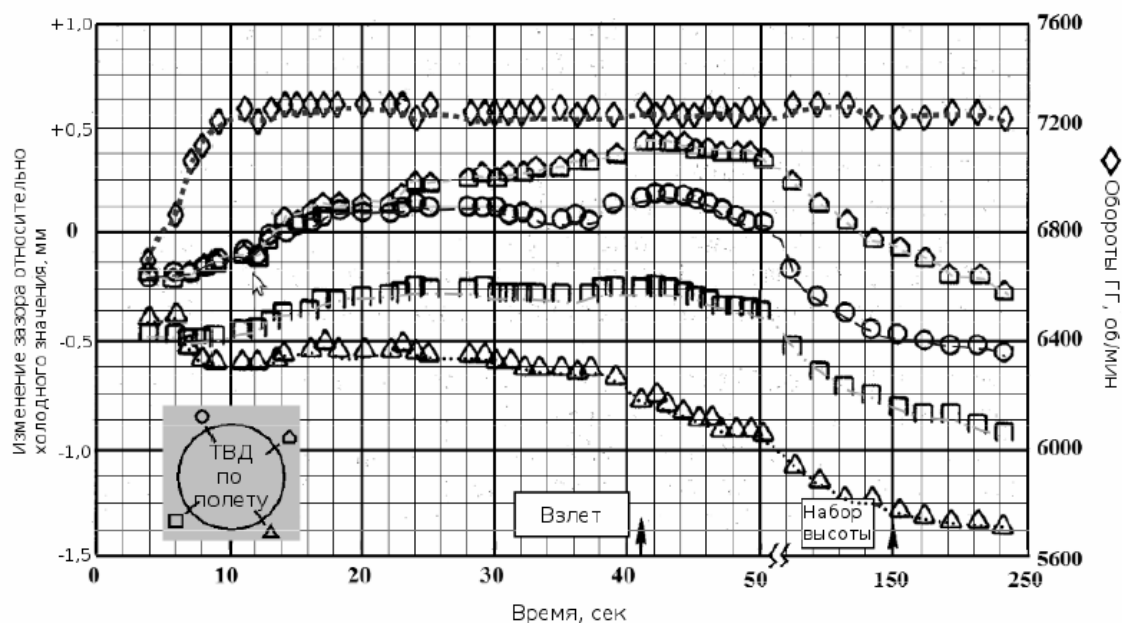


Рисунок 10 – Асимметричное изменение зазора

Рисунок 10 показывает, что аэродинамические эффекты наиболее сильно проявляются сразу после взлета и далее снижаются с набором высоты при уменьшении угла атаки. Максимальное снижение зазора относительно земного значения составляет около 1,4 мм и наблюдается в первые моменты набора высоты в нижней точке.

В процессе работы также возможно проявление динамических нагрузок аэродинамического или инерционного происхождения. Например, при порыве ветра или жестком приземлении. Боковой ветер или зона повышенной турбулентности могут привести к возникновению динамических инерционных нагрузок из-за отклика конструкции на аэродинамические нагрузки. На рисунке 11 показано изменение зазора в двигателе JT9D при жестком приземлении и включении реверса [14]. Посадка со скоростью снижения более 1,5 м/с и общим весом 310 тонн (что значительно превышает нормальное значение), практически не повлияли на зазор, а изменение зазора явно проявляется при включении реверса.

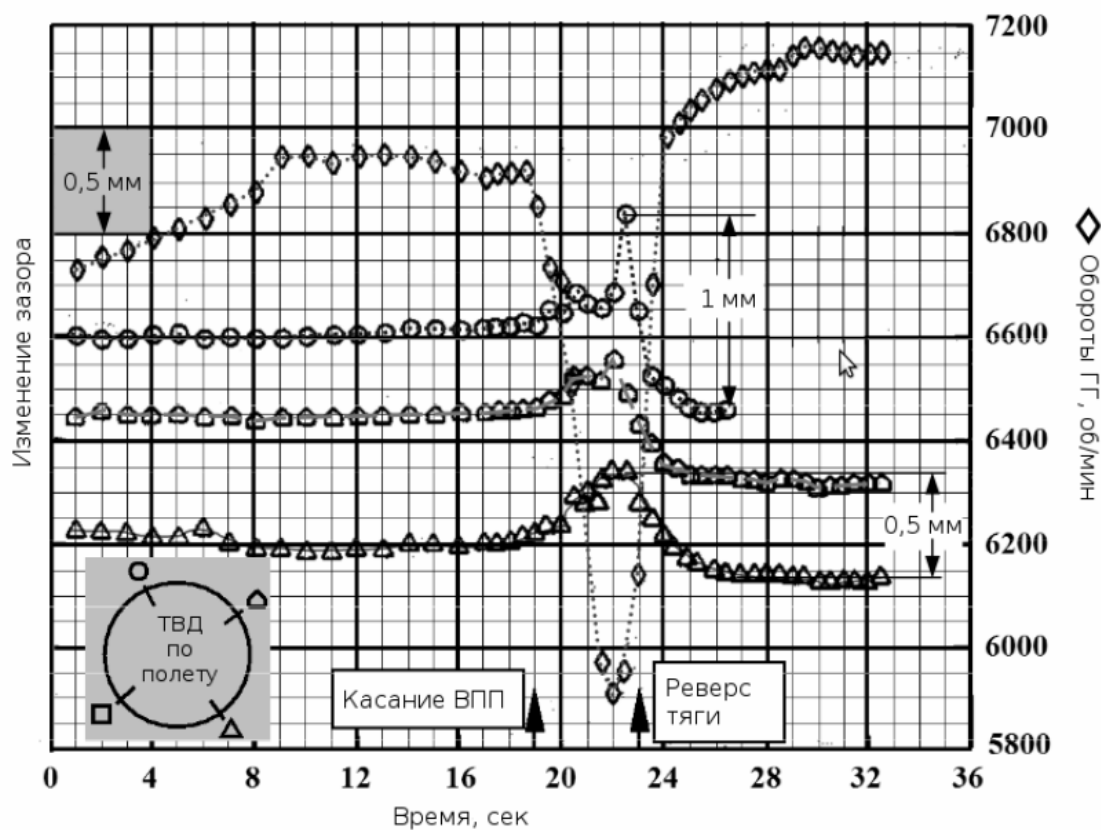


Рисунок 11 – Изменение зазора при жесткой посадке и включении реверса тяги

Температурное состояние

Температурное состояние двигателя играет важную роль в определении эксплуатационных радиальных зазоров. Можно представить, возвращаясь к рисунку 7, что для общего случая холодного старта двигателя точка минимального зазора на взлете приобрела бы меньшее значение для прогретого двигателя из-за большей тепловой инерционности ротора в сравнении со статором. Поэтому перед повторным взлетом должно пройти необходимое для охлаждения двигателя время. Еще один температурный фактор, способный повлиять на радиальные зазоры в лопаточных машинах — изгиб ротора в результате неравномерного остывания ротора. Этот эффект проявляется после выключения двигателя и заключается в неравномерном охлаждении верхней и нижней половин двигателя, что приводит к перераспределению теплового градиента в зону верхней части двигателя.

Максимальная деформация ротора от указанного эффекта наблюдается приблизительно через 1-2 часа после останова двигателя. При запуске двигателя в этот период времени возможно касание ротора о статор.

Динамика ротора и осевые перемещения

Динамика ротора в общем случае не оказывает значительного влияния на радиальный зазор. Исключением являются гибкие ротора, изгибные перемещения которых, при проходе критической частоты, бывают значительными. Также при назначении радиального зазора необходимо исключить возможность касания ротором корпуса при обрыве лопатки и возрастании дисбаланса. Зазоры в подшипниках, расположение и конструкция ротора, создаются из условия минимизации деформаций и минимального времени работы критических частотах. Производственные погрешности лопаток и погрешности формы оболочек статора также вносят незначительный вклад в изменение радиального зазора в компрессоре. Обычно это влияние не превышает величины 0,2 мм относительно установленного зазора. В современных конструкциях компрессоров ВД влияние осевого перемещения (зачастую — весьма значительного) также не велико. Этот эффект наиболее сильно проявляется на конических оболочках.

Преимущества от снижения радиального зазора

Радиальный зазор оказывает влияние на показатели работы компрессора, его КПД и срок службы. Уменьшение радиального зазора приводит к снижению утечки рабочего тела над рабочим колесом. Это увеличивает КПД компрессора и позволяет двигателю вырабатывать требуемую тягу при сжигании меньшего количества топлива. Увеличение срока службы деталей, в свою очередь, увеличивает срок службы двигателя и время между капитальными ремонтами.

Экономия топлива

Удельный расход топлива напрямую связан с радиальными зазорами. По данным, приведенным в [1], увеличение относительного радиального зазора в компрессоре на 1% приводит к увеличению удельного расхода топлива приблизительно на 4%. Понятно, что снижение рассматриваемых величин приведет к экономии топлива и снижению затрат на обслуживание двигателя. На рисунке 12 показаны затраты на топливо для авиаперевозчиков США за последние 25 лет и прогноз на 24 года вперед [12]. Также на графике представлена ожидаемая экономия от снижения потребления топлива на 1% по ценам на 2001-2002год. Снижение радиального зазора на 0,3-0,4мм, планируемое от применения дополнительных систем активного управления радиальными зазорами, позволит повысить приведенный выигрыш в средствах. Также следует отметить, что существенный прорыв в технологии проектирования и производства ГТД снизил потребление топлива более чем на 50% с 1976 года. Все данные приведены для крупных региональных авиакомпаний.

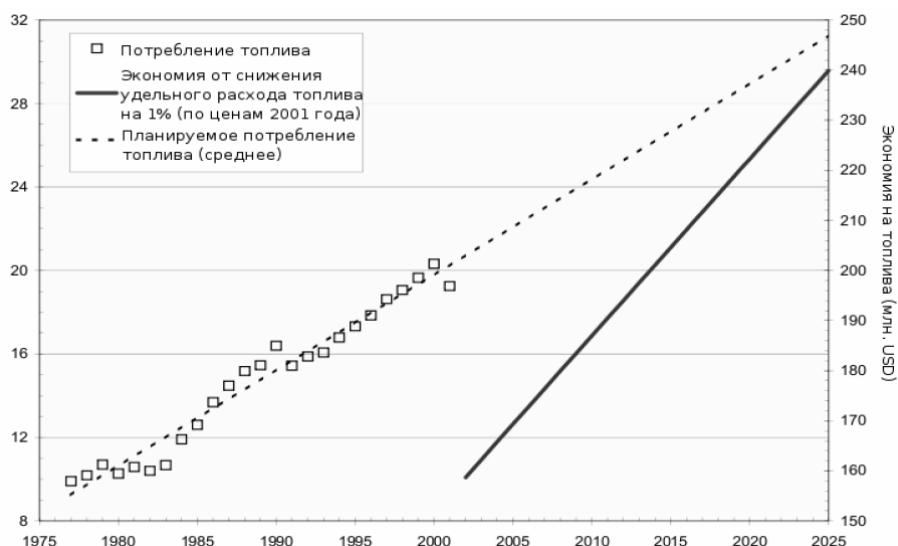


Рисунок 12– Потребление топлива и планируемый выигрыш от снижения удельного расхода топлива на 1 %

Снижение выбросов

Снижение количества потребляемого двигателем топлива также приводит к снижению уровня эмиссии вредных веществ. За последние три десятилетия энергопотребление коммерческой авиации возросло почти вдвое. Возросшее потребление топлива является увеличением общего уровня выбросов двуокиси углерода (CO₂) на 13%. Состав выбрасываемых веществ для современных ГТД следующий: 71% CO₂, 28% H₂O, 0,3% NO₂, 0,7% CO, SO₂ и другие вещества. Авиация производит 2,5% (600 млн. тонн) от общей выработки двуокиси углерода [22]. Понятно, что снижение потребления топлива приведет к снижению уровня выброса вредных веществ.

Увеличение срока службы двигателя

Современные коммерческие двигатели, как правило, обладают весьма высоким ресурсом (и временем между капитальными ремонтами). Эта цифра варьируется в зависимости от модели двигателя и в среднем составляет от 3 до 10 тысяч полетных циклов. В процессе работы двигателя происходит постепенный рост радиального зазора по сравнению с новым или только что отремонтированным двигателем из-за износа элементов компрессора. Увеличение зазора приводит к снижению тяги двигателя при прочих равных условиях, что недопустимо с точки зрения эксплуатации двигателя.

Принципы управления радиальными зазорами в компрессоре и требования к САУРЗ

Управление радиальными зазорами в компрессоре может производиться по двум общим схемам: активное регулирование зазоров и пассивное управление зазорами [1, 12]. Под пассивным регулированием зазоров здесь понимается любая система, устанавливающая требуемую

величину радиального зазора в определенных условиях работы. Активное регулирование зазоров подразумевает независимое обеспечение требуемого радиального зазора на нескольких режимах работы. Трудности в создании систем пассивного управления зазором заключается в противоречивости требований к радиальным зазорам на различных режимах: в точках возможного врезания необходимо его увеличение, в условиях длительной работы, наоборот — снижение. Системы пассивного регулирования использовались и продолжают использоваться на множестве двигателей. Использование систем активного управления зазорами началось на рубеже 1970-1980 годов [13, 14, 18]. Такие системы используют воздух компрессора для охлаждения статора турбины (в результате чего происходит уменьшение его диаметра) и снижения радиального зазора. Существуют проекты двигателей с активным управлением зазоров в КВД (в качестве примера можно привести двигатель Д30 [3]).

Концепции САУРЗ

Существует множество концепций систем активного и пассивного регулирования зазора. Они отражены в нескольких сотнях патентов, описывающих регулирование радиальных зазоров. Все многообразие принципов регулирования можно разделить на пять основных категорий [12]: активное тепловое регулирование, активное механическое регулирование, пассивное тепловое, активное пневматическое и пассивное пневматическое.

1. Активное тепловое регулирование. Сегодняшние конструкции систем активного температурного регулирования радиального зазора используют воздух компрессора или вентилятора для нагрева (с целью расширения) либо охлаждения (с целью сужения) силовых элементов статора для обеспечения минимального зазора [10]. Такая концепция регулирования зазоров была и остается основным способом управления радиальными зазорами в современных ГТД. Недостатком таких систем является большое время

отклика конструкции на включение системы из-за медленного нагрева или охлаждения элементов, что ограничивает область применения таких систем. Как дальнейшее развитие подобных систем планируется использование новых эффективных с точки зрения теплового состояния материалов и геометрии.

2. Активное механическое регулирование. Активное механическое регулирование подразумевает сочетание воздействий (гидравлического, электромеханического, магнитного и других) для влияния на радиальный зазор. Примером такого рода систем может быть конструкция трактового кольца, состоящего из сегментов, способных согласованно двигаться в результате поворота управляющего кольца. При повороте управляющего кольца в одном направлении сегменты перемещаются в радиальном направлении в сторону снижения зазора, в другом — в сторону его увеличения. Для нормальной работы такой системы необходимо герметизировать элементы конструкции с целью недопущения утечек. Это приводит к росту требований к точности изготовления деталей, повышает массу и увеличивает сложность конструкции. Но эти проблемы могут быть решены.

3. Пассивное тепловое регулирование. Работа пассивных систем управления радиальными зазорами основана на согласовании свойств материалов деталей ротора и статора и их геометрии с целью получения желаемого изменения диаметральных размеров в процессе работы двигателя. Карпентер и другие [11] приводят описание системы, в которой сочетаются материалы статорных деталей с различными коэффициентами температурного расширения, что позволяют более интенсивно увеличивать диаметр статора на низких температурах (когда происходит интенсивное расширение ротора от действия центробежных сил при взлете) и снижать скорость роста зазора при высоких температурах (во время набора высоты, когда зазор изменяется в основном из-за температурного расширения). Хотя такие системы являются простыми и надежными, у них есть существенный недостаток: они

предназначены для конкретных режимов работы и не способны оптимизировать зазор в условиях длительной крейсерской работы.

4. Активное пневматическое регулирование. Системы активного пневматического регулирования используют давление отбираемого от рабочего процесса воздуха для косвенного или непосредственного регулирования величины радиального зазора. Такие системы очень чувствительны к изменению давления в тракте и окружающей среде, а их детали подвержены повышенному усталостному разрушению. Они могут требовать значительное количество воздуха для регулирования зазора, что даже снижает эффективность двигателя.

5. Пассивное пневматическое регулирование. Пассивные системы регулирования используют для работы газ высокого давления, создаваемый двигателем. Системы с шарнирно закрепленными сегментами статора и управление расходом охлаждающего воздуха в лопатках попадают в эту категорию, как и любая система, использующая гидродинамические силы, приложенные к ограниченной поверхности управления, и требующая повышенной точности изготовления механических элементов, пар трения, что снижает преимущества от применения подобных систем. Некоторые пневматические системы основаны на применении гибких стенок либо гофрированных устройств, и обладают более жесткими требованиями к эксплуатационным условиям (речь идет о вибрации, температурных и распределенных нагрузках на элементах).

Восстановление зазора

Все ранее рассмотренные системы регулирования радиального зазора используют активное либо пассивное изменение геометрии, определяющей радиальный зазор, с целью поддержания некоторой величины радиального зазора на всем рабочем диапазоне для предотвращения касания ротора о статор. Но существует другая, отличная от рассмотренной, категория систем

управления радиальным зазором. Эта категория систем восстановления (регенерации) зазора. Такие системы используют как активное, так и пассивное управление для восстановления зазора при износе элементов турбины. Примером такого типа управления является включение в конструкцию механических элементов, позволяющих регулировать холодный зазор с учетом износа элементов компрессора для предотвращения его значительного изменения течением времени. Концепция восстановления зазора предъявляет те же требования к точности изготовления элементов, что и активное механическое регулирование. Но сложность таких систем значительно ниже, поскольку они не обеспечивают изменение зазора в процессе работы двигателя. Основным вопросом, определяющим целесообразность применения таких систем, является вопрос дополнительного веса. Такие системы стараются максимально облегчить за счет отделения управляющих механизмов от двигателя, поскольку они используются исключительно при наземном техническом обслуживании двигателя.

Требования к САУРЗ

Для того, чтобы любая из обозначенных выше систем управления зазором могла применяться в коммерческих или военных ГТД, она должна отвечать многим техническим и экономическим требованиям. Технические требования определяются условиями работы (температуры, давления, уровень вибраций и другие) и функциональностью (изменение радиального зазора, время отклика системы, точность, ресурс, погрешности изменения формы оболочек и другие). Экономические требования включают габариты, вес, технологичность, надежность и стоимость. Кроме того, важными параметрами САУРЗ является точность, время отклика и диапазон применения систем. Наибольшее изменение радиального зазора в компрессоре, как это указывалось ранее, происходит в результате раскрутки

ротора во время взлета или повторной приемистости. К ГТД предъявляются определенные требования по времени приемистости (среднее время приемистости с МГ до взлетного режима составляет 56сек.). Эти требования накладывает определенные ограничения на время отклика САУРЗ: при таком уровне радиальных перемещений система должна обеспечить скорость изменения зазора около 0,025 мм/сек. Такова примерная скорость изменения радиального зазора при динамических изменениях состояния двигателя. Точность регулирования особенно важна при работе ГТД. Качество работы уплотнений зависит от точности изготовления и сборки узлов двигателя. Любая механическая САУРЗ, предназначенная для изменения зазора на 0,25 мм и более, должна быть спроектирована с необходимой точностью. В вопросах обеспечения точности необходимо учитывать условия работы САУРЗ. Сегодняшний уровень развития САУРЗ не производит снижения зазоров более чем на величину 0,6-0,8 мм. Это ограничение связано с большим временем отклика системы на изменение воздействия. Поэтому развитие САУРЗ с малым временем отклика представляет повышенный интерес. На рисунке 13 приводятся результаты испытания САУРЗ [19].

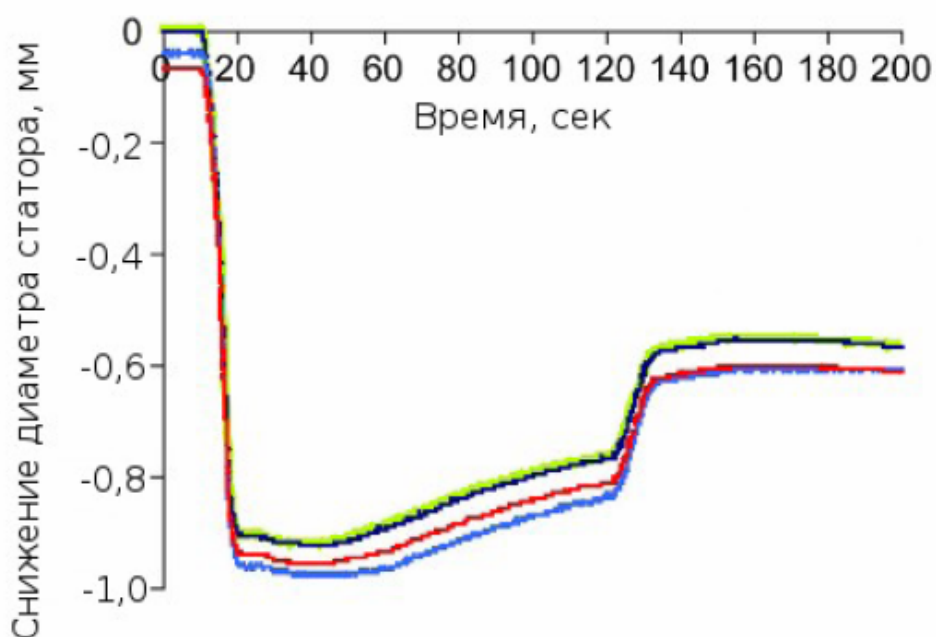


Рисунок 13 – Изменение диаметра статора при отработке программы САУРЗ (результат стендовых испытаний)

Управление САУРЗ

В общем случае, для классификации схем управления САУРЗ можно выделить три основные группы [12]: управление по схеме «включение-выключение», моделируемое управление, управление с обратной связью. Первая схема позволяет оптимизировать работу САУРЗ для одного конкретного режима работы, такие системы в настоящее время получили наиболее широкое распространение. В качестве режима применения САУРЗ принимается крейсерский, поскольку на нем двигатель работает большую часть времени (до 80-90% для гражданских двигателей, около 60-70% для военных двигателей). Такие системы не позволяют регулировать зазор во время переходных режимов работы двигателя. Моделируемое управление использует данные по условиям работы двигателя (скорость, температура, давление, режим) и на их основе определяет ожидаемый радиальный зазор. В зависимости от последней величины САУРЗ вырабатывает управляющее воздействие для каждого режима работы двигателя. Управление с обратной связью подразумевает постоянный замер радиального зазора во время полета. Такая схема управления требует высокой точности замера с малым гистерезисом. Для замера радиального зазора могут быть использованы индуктивные, оптические, микроволновые, акустические, рентгеновские, емкостные и другие типы датчиков. Обычно такие датчики используются для измерения величины радиального зазора и скорости его изменения. Необходимость замера зазора может возникнуть при работе или создании любого типа САУРЗ. Для совершенствования сегодняшних САУРЗ и создания новых необходимо достижение точности замера зазора 0,01—0,02 мм. Быстродействие датчиков определяется предъявляемыми к ним требованиями (измерение зазора с целью управления, контроль состояния лопаток и другие). Для измерения зазора датчики должны обладать частотой порядка 50 кГц — такая частота позволит измерить зазор для каждой лопатки. Датчики и регистрирующее оборудование должны обладать

высоким сроком службы (до 20000 часов), чего достаточно сложно достичь в условиях повышенных рабочих температур, и должны быть расположены с учетом возможности их замены в процессе эксплуатации двигателя.

Перспективы развития САУРЗ

В настоящее время разрабатывается две концепции управления радиальными зазорами. Первая основана на поддержании требуемого с точки зрения экономичности и надежности двигателя уровня радиальных зазоров на всех режимах работы двигателя с применением САУРЗ с обратной связью или систем с моделируемым управлением. Вторая концепция — восстановление зазора путем использования любого из перечисленных способов управления радиальным зазором для сохранения зазора в течение всего ресурса двигателя. САУРЗ первого типа могут замедлить износ элементов компрессора и тем самым снизить рост зазора за все время работы двигателя. Принцип восстановления зазора может быть применен как к современным конструкциям САУРЗ, так и к их дальнейшему развитию. На рисунке 14 показано восстановление радиального зазора через каждые 1000 полетных циклов вовремя наземного обслуживания двигателей. Каждая из рассмотренных концепций способна повысить срок эксплуатации двигателя.

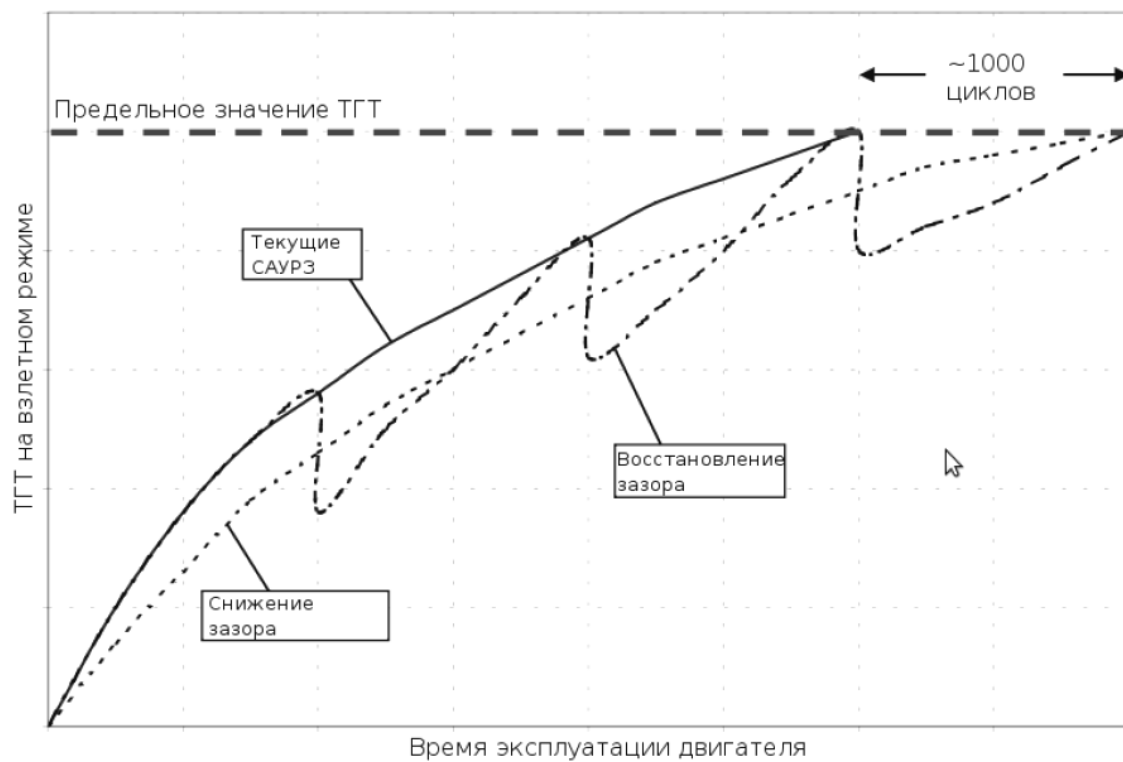


Рисунок 14— Влияние различных типов САУРЗ на ТГТ взлетного режима

3 ПРОВЕДЕНИЕ РАСЧЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕПЛОЙ СИСТЕМЫ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАДИАЛЬНЫМИ ЗАЗОРАМИ

Опишем методику проектирования и этапы расчета системы активного теплового управления зазором на статоре компрессора высокого давления двигателя НК-36. В качестве основного требования к рассматриваемой САУРЗ обозначим следующее: система должна обеспечивать снижение радиального зазора на переходных и крейсерских режимах работы с целью повышения общей эффективности двигателя. Исходными данными для проектирования системы являются:

1. Термогазодинамические параметры двигателя по режимам;
2. Изменение газодинамических параметров по тракту двигателя по режимам;
3. Конструкция двигателя и системы вторичного воздухообеспечения;
4. Нагрузки на элементы ротора и статора (обороты каскадов, давления и осевые силы на лопаточных венцах).

Первым этапом расчета является расчет радиального зазора в двигателе без САУРЗ. Вторым этапом – включение САУРЗ в гидравлическую схему двигателя и расчет радиального зазора с учетом ее работы. Формируется граф для расчета параметров СВВ двигателя и дальнейшего определения граничных условий для расчета деформаций ротора и статора.. В процессе расчета, варьируя параметры отбора воздуха для САУРЗ, осуществляем подбор оптимального режима работы системы.

*Алгоритм расчёта радиальных зазоров в проточной части двигателя
и проведение расчетных исследований*

Процесс определения радиальных зазоров между роторными и статорными элементами воздушного тракта двигателя является весьма трудоёмким и включает в себя следующие виды расчётов: термодинамический, газодинамический, гидравлический, тепловой, а также расчёт напряжённо-деформированного состояния.

Помимо значений радиальных зазоров на стационарных режимах ещё более интересны их значения по циклу работы двигателя. Общеизвестен тот факт, что при переходе с одного режима на другой параметры рабочего тела и величины радиальных зазоров не будут соответствовать значениям, полученным при стационарном расчёте этого режима ввиду тепловой инерционности деталей двигателя. Исходя из этого, расчёт по циклу работы двигателя должен проходить от точки к точке. Точки должны соответствовать не только ключевым точкам полётного цикла, но также и промежуточным (рисунок 15).

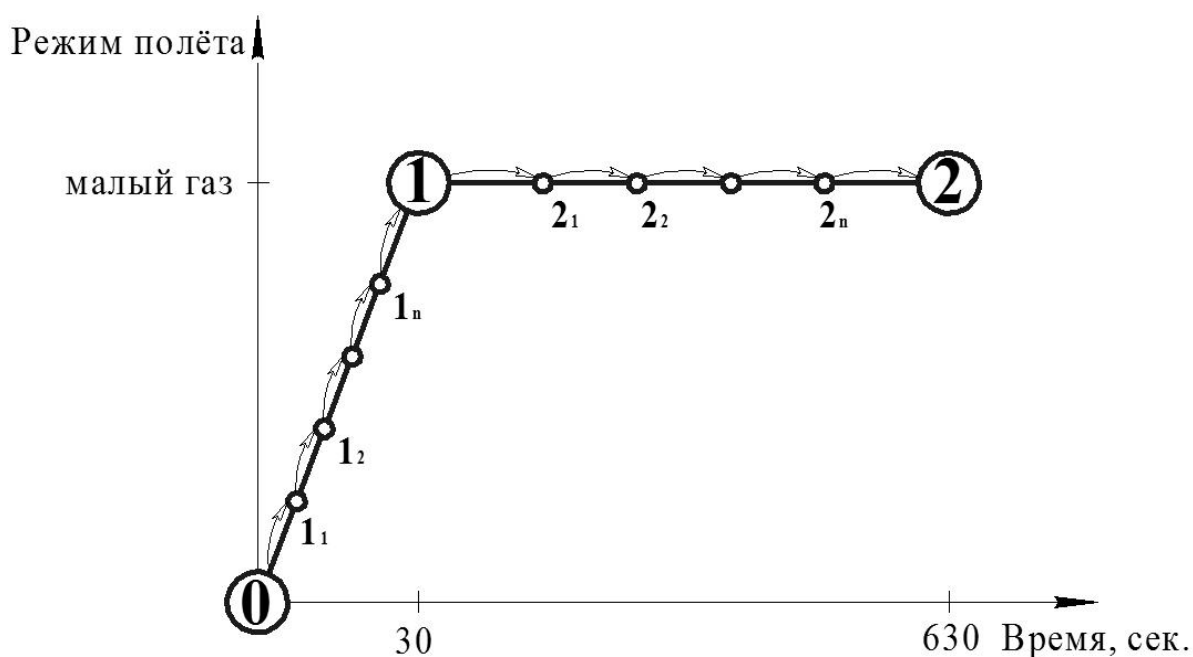


Рисунок 15 – Последовательность расчёта по циклу работы

Расчёт проводится в следующей последовательности:

- 1) Проводится термодинамический расчет;

- 2) Проводится газодинамический расчет;
- 3) На основании известной геометрии каналов, параметров рабочего тела на входе и выходе из системы, а также температур стенок каналов в первом приближении проводится расчет в программе расчета гидравлики, результатом которого являются параметры конвекции (α и T_B^*), необходимые для теплового расчета;
- 4) Проводится нестационарный тепловой расчет в ANSYS. Определяются средние значения температур стенок каналов;
- 5) Температуры стенок каналов сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 3, где средние температуры стенок задаются в новом приближении;
- 6) Проводится нестационарный структурный расчет с учетом температурных нагрузок, полученных в пункте 4. Определяются значения радиальных зазоров в уплотнениях и в проточной части двигателя;
- 7) Величины радиальных зазоров в уплотнениях сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 3, где задаются уточненные значения радиальных зазоров;
- 8) Радиальные зазоры в проточной части двигателя сравниваются с заданными. Если заданная точность не достигается, то расчет повторяется с пункта 2, где задаются уточненные величины радиальных зазоров;
- 9) Величины расходов воздуха на отборы сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 1, где задаются уточненные значения отборов.

Результатом расчета являются величины радиальных зазоров в проточной части двигателя по циклу работы двигателя. Помимо этого становятся известными значения параметров рабочего тела в системе внутренних воздушных потоков, а также величины радиальных зазоров в уплотнениях.

Последовательность расчета схематично представлена на рисунке 16.

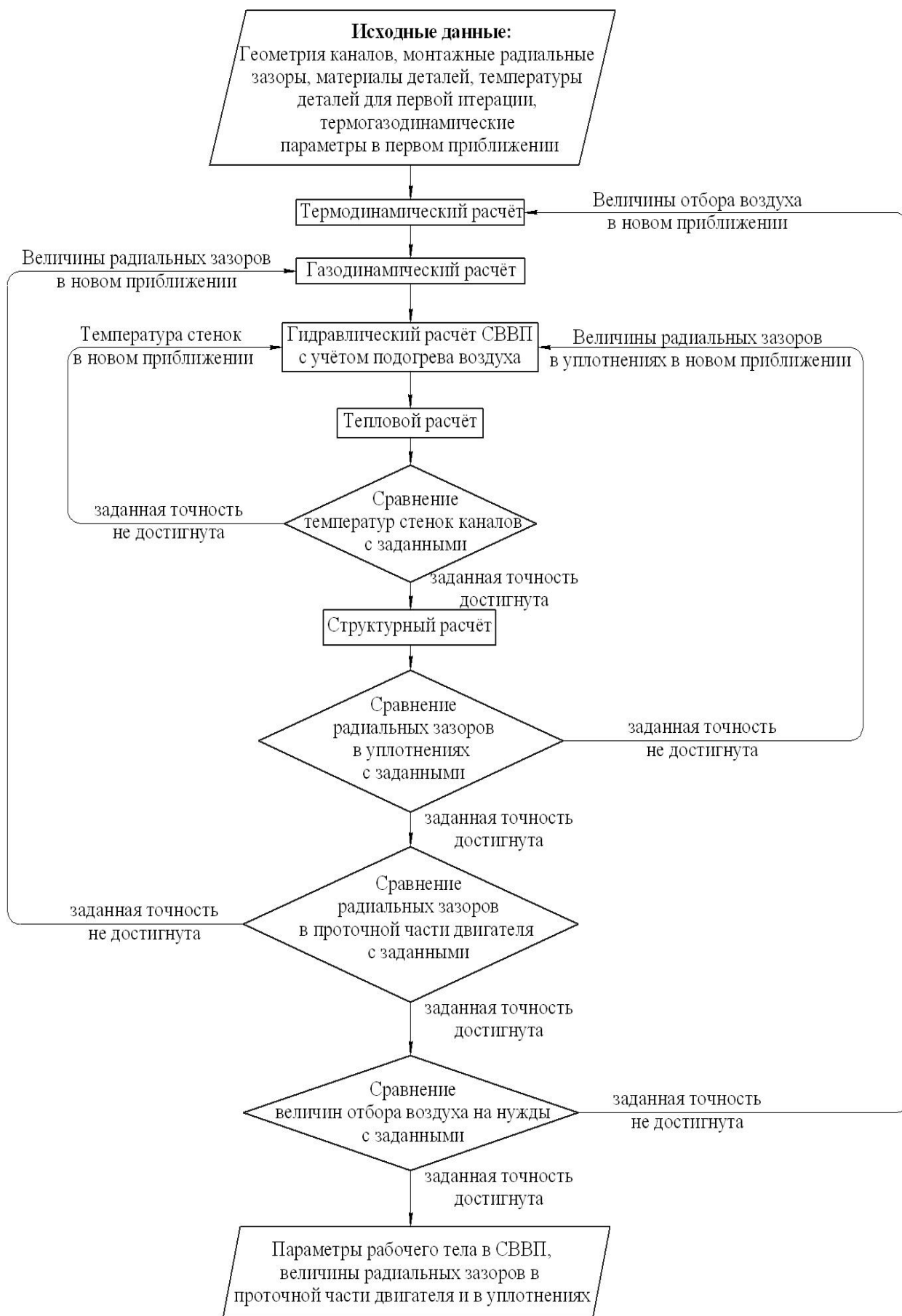


Рисунок 16 – Алгоритм расчета радиальных зазоров на определённом режиме работы двигателя

В результате перечисленных действий можно получить расчетное изменение радиального зазора в компрессоре без применения САУРЗ. Полное описание модели компрессора выполнено в отчете: “Разработка комплекса методик и средств цифрового моделирования конструкций энергетических установок, в том числе энергетических установок летательных аппаратов, на основе использования параметрического моделирования” в рамках работы по реализации на территории Самарской области инновационных и научно-технических проектов, направленных на содействие реализации программы развития Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)» в 2011-2013 годах по мероприятию «Разработка технологий и кадровое сопровождение цифрового проектирования и перепроектирования изделий авиационно-космической техники (в том числе ракет-носителей «Союз» и двигателей семейства НК)». В рамках названной работы выполнен расчет без применения САУРЗ. Значения радиальных деформаций снимались в контрольных точках на роторе и статоре. На рисунках 17 представлены деформации элементов ротора и статора, а также вычисленные из них изменения величин радиальных зазоров по циклу для седьмой ступени компрессора. Рисунок 18 отображает изменение величин радиальных зазоров по ОПЦ для всех лопаточных венцов компрессора.

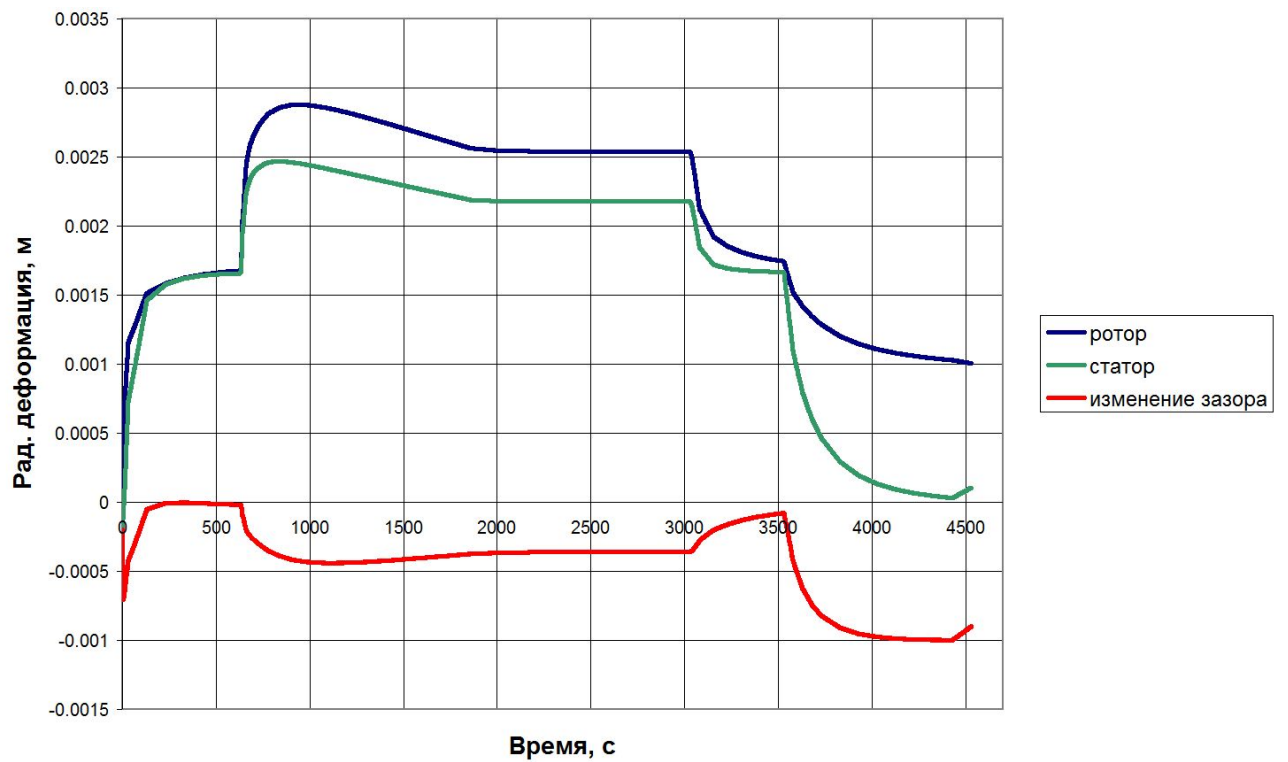


Рисунок 17 – Изменение радиального зазора в РК-7

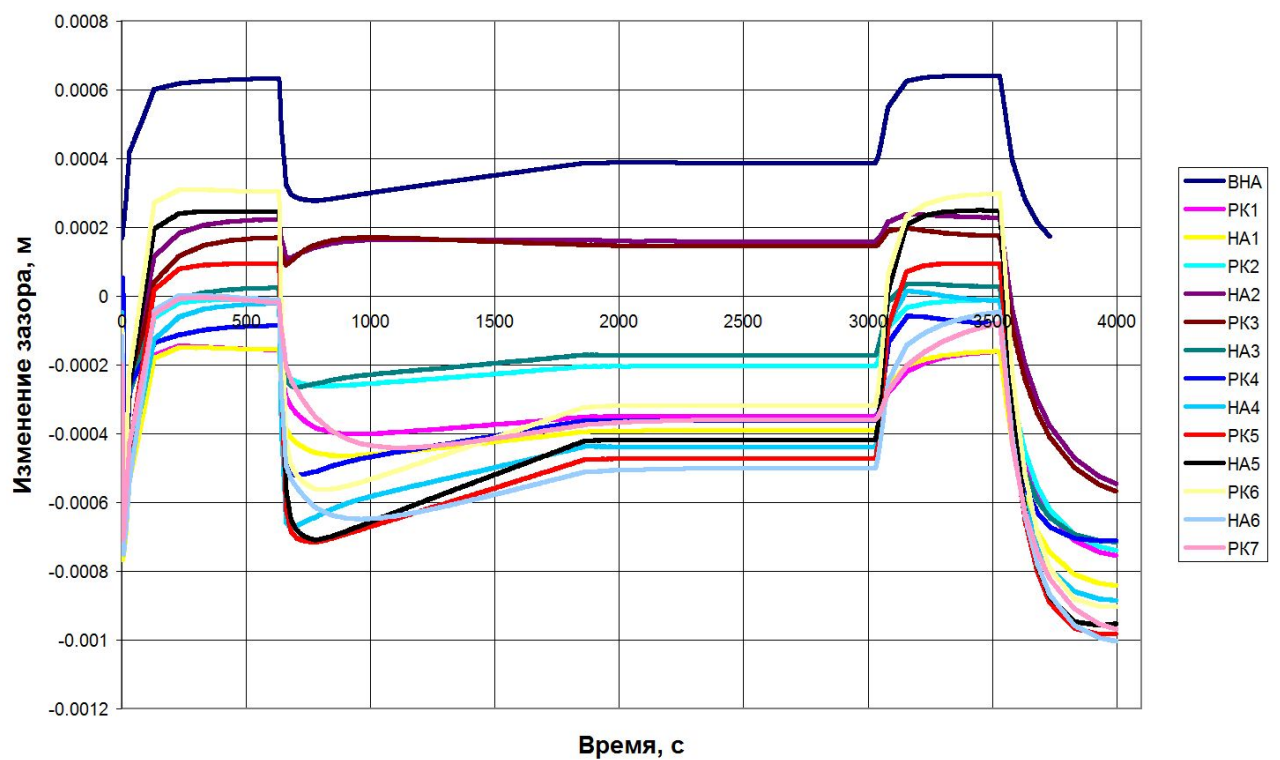


Рисунок 18 – Изменение величин зазоров лопаточных венцов по обобщённому циклу работы двигателя

Методика расчета параметров системы обдува корпуса

При включении активной тепловой САУРЗ на статоре происходит охлаждение силовых элементов компрессора потоком воздуха, отбираемого от компрессора и вентилятора. Охлаждающий воздух подводится к статору с помощью кольцевых коллекторов. Основными параметрами системы являются (рисунок 19): диаметр($d_{отв}$) отверстий подвода воздуха и расстояние между ними (S), диаметр коллектора (D), расстояние от коллектора до статора (h).

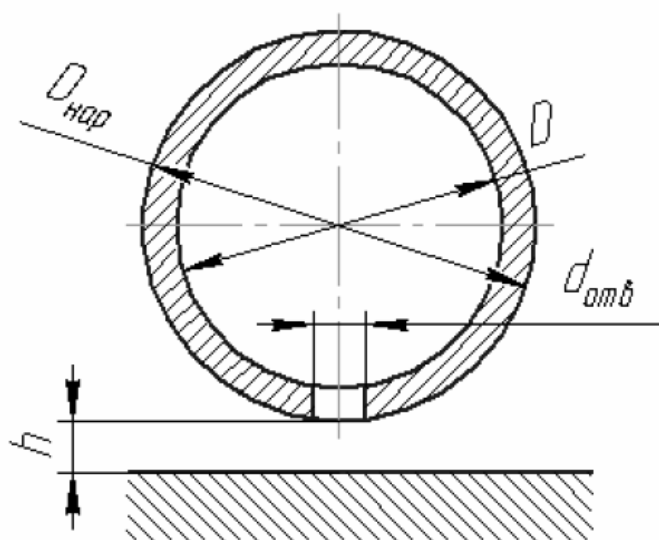


Рисунок 19 — Геометрия коллектора подвода охлаждающего воздуха

Для оценки влияния соотношения высоты расположения коллектора над статором и диаметра отверстия подвода охлаждающего воздуха на коэффициент теплоотдачи воспользуемся формулой (1) для расчета коэффициента теплоотдачи при обдуве пластины охлаждающим воздухом со сносящим потоком [20].

$$Nu_{cp} = \phi_1 \cdot \phi_2 \cdot \phi_3 \cdot Pr^{0.333} \cdot Re^m \text{ где,} \quad (1)$$

$$\phi_1 = \left(\frac{h}{d_{отв}}\right)^{0.91} \cdot \left(1.164 - 0.0532 \cdot \frac{h}{d_{отв}}\right) - \quad (2)$$

ϕ_1 - учитывает влияние относительного расстояния до обдуваемой поверхности. Остальные коэффициенты в формуле (1) зависят от числа Рейнольдса. Для диапазона 300 – 3000 их значения составят:

$$m = 0.5056 + 0.04839 \frac{S}{d_{омс}} - 0,001964 \left(\frac{S}{d_{омс}} \right)^2 \quad (3)$$

$$\phi_2 = 0.3957 - 0.09178 \frac{S}{d_{омс}} + 0,00537 \left(\frac{S}{d_{омс}} \right)^2 \quad (4)$$

$$\phi_3 = 0.9895 - 0.3563 \cdot \bar{G} + 0.07924 \cdot \bar{G}^2 \quad (5)$$

Для диапазона 3000 – 30000:

$$m = 0.4975 + 0.07171 \frac{S}{d_{омс}} - 0,002756 \left(\frac{S}{d_{омс}} \right)^2 \quad (6)$$

$$\phi_2 = 0.288 - 0.0723 \frac{S}{d_{омс}} + 0,0047 \left(\frac{S}{d_{омс}} \right)^2 \quad (7)$$

$$\phi_3 = 0.996 - 0.4231 \cdot \bar{G} + 0.1053 \cdot \bar{G}^2 \quad (8)$$

В формулах (2 - 8): ϕ_2 учитывает влияние относительного шага между отверстиями, ϕ_3 - учитывает влияние сносящего потока, $\bar{G} = \frac{V_{сн}}{V_{осн}}$ - отношение скоростей сносящего и основного потоков.

Связь числа Нуссельта и коэффициента теплоотдачи выражается формулой:

$$Nu = \frac{\alpha \cdot d_{омс}}{\lambda} \quad (9)$$

На рисунке 20 показана графическая зависимость коэффициента ϕ_1 от отношения $\frac{h}{d_{омс}}$.

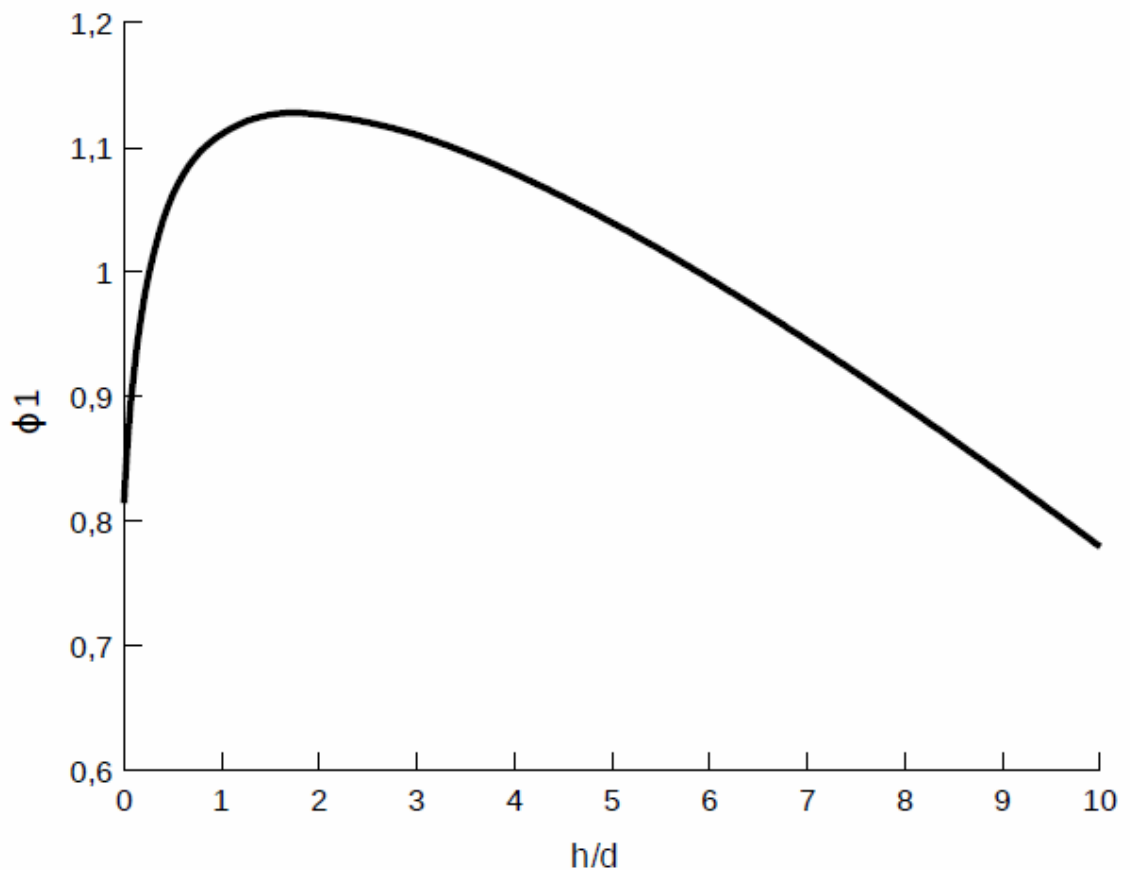


Рисунок 20 - зависимость коэффициента ϕ_1 от отношения $\frac{h}{d_{отв}}$

Из него видно, что максимальное значение коэффициента ϕ_1 , а значит и коэффициента теплоотдачи при прочих равных условиях, достигается при соотношении $\frac{h}{d_{отв}} = 2$.

Для определения коэффициента теплоотдачи необходимо знать значение скорости потока охлаждающего воздуха в каждой точке обдуваемого статора. Эта скорость может быть определена при помощи CFD расчета упрощенного фрагмента коллектора при известной его геометрии. На рисунке 21 показана конечно-элементная модель, служащая для определения скорости потока в коллекторе.

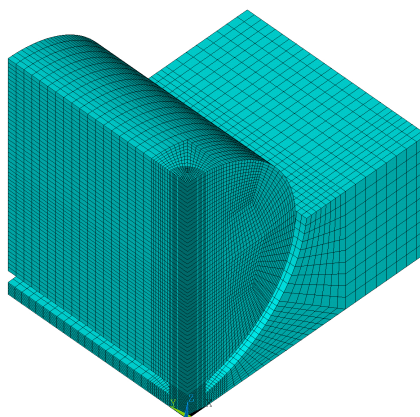


Рисунок 21 – Конечно-элементная модель области течения воздуха из коллектора

Для построения использованы следующие размеры: внутренний диаметр трубы коллектора — 18 мм, диаметр отверстия подвода охлаждающего воздуха — 1 мм, высота расположения коллектора над статором — 2 мм, толщина стенки трубы коллектора — 1 мм.

По результатам расчета определены скорости потока для различных расходов охлаждающего воздуха через коллектор. На рисунке 22 показаны поля скоростей в потоке, на рисунке 23 изображены линии тока для одного из вариантов расчета.

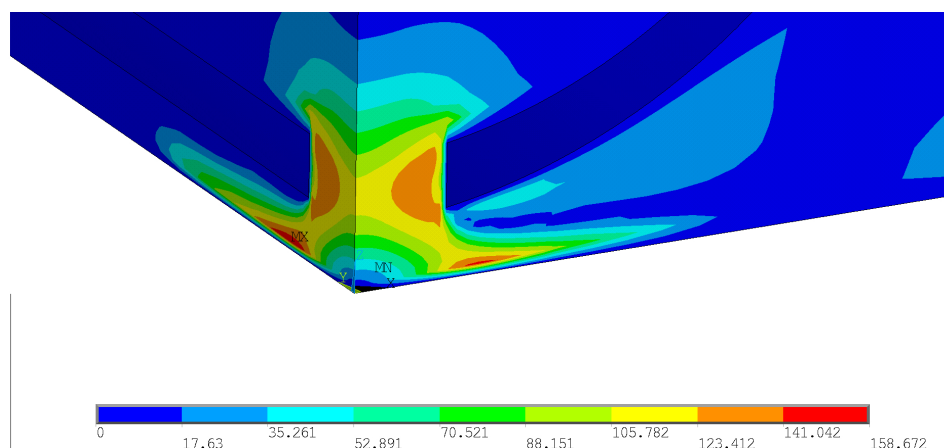


Рисунок 22 – Поля скоростей при истечении воздуха из коллектора

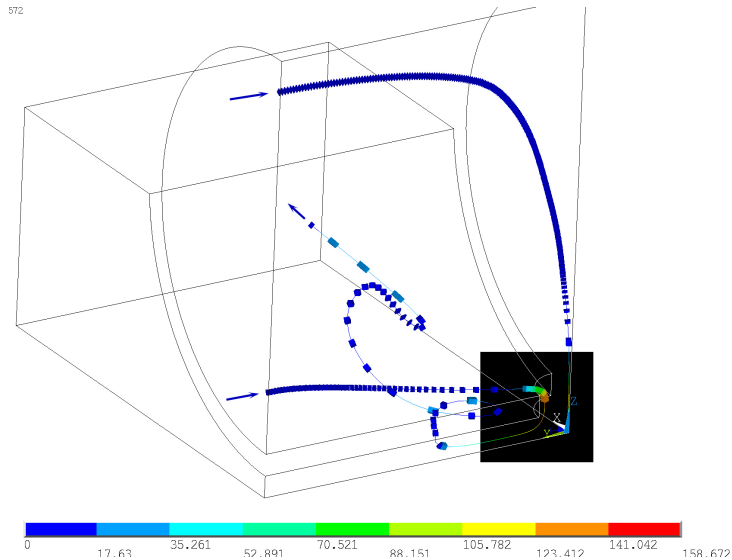


Рисунок 23 – Линии тока при истечении воздуха из коллектора

Приведем значение скорости к относительным величинам. По оси ординат зададим отношение расстояния от центра проекции отверстия коллектора к диаметру отверстия - x/d . По оси абсцисс возьмем произведение скоростей $V_{п} \cdot V_{сн}$. Графики, полученные для ряда расходов, изображены на рисунке 24.

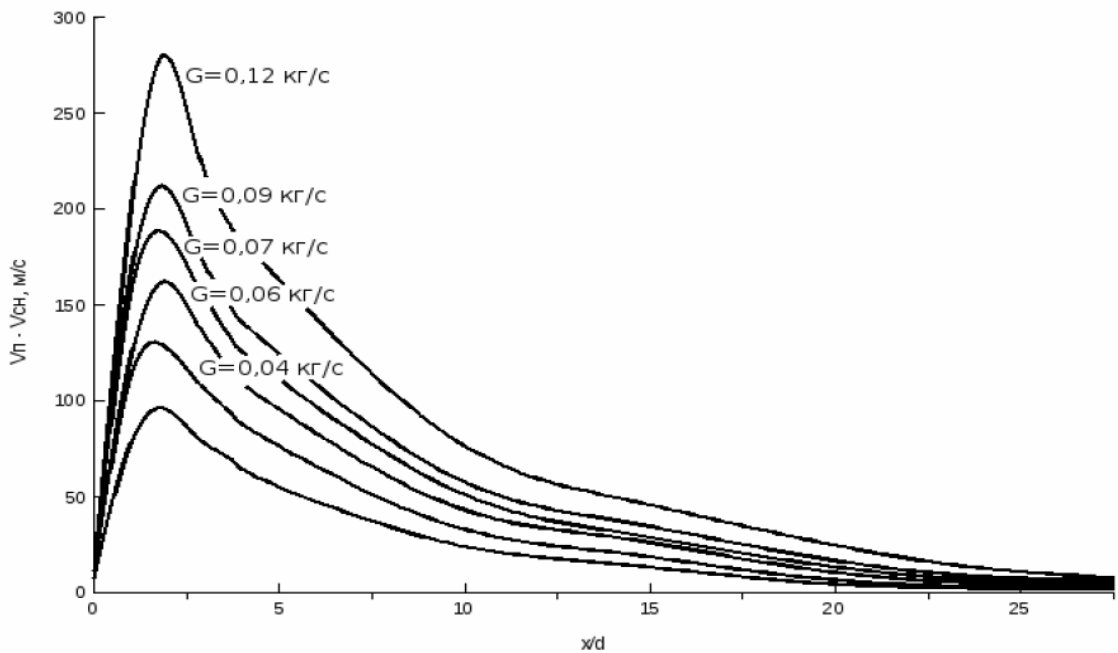


Рисунок 24 — Зависимость отношения скоростей при удалении от центра отверстия

По известным значениям скоростей охлаждающего воздуха по статору можно определить значение коэффициентов теплоотдачи при удалении от отверстия. Критерий Нуссельта, в который входит коэффициент теплоотдачи, определяется по формулам в зависимости от режима течения, то есть числа Рейнольдса (рисунок 25):

Ламинарный режим:

$$Nu = 0.57 \cdot Re^{0.5} \quad (10)$$

Турбулентный режим:

$$Nu = 0.032 \cdot Re^{0.8} \quad (11).$$

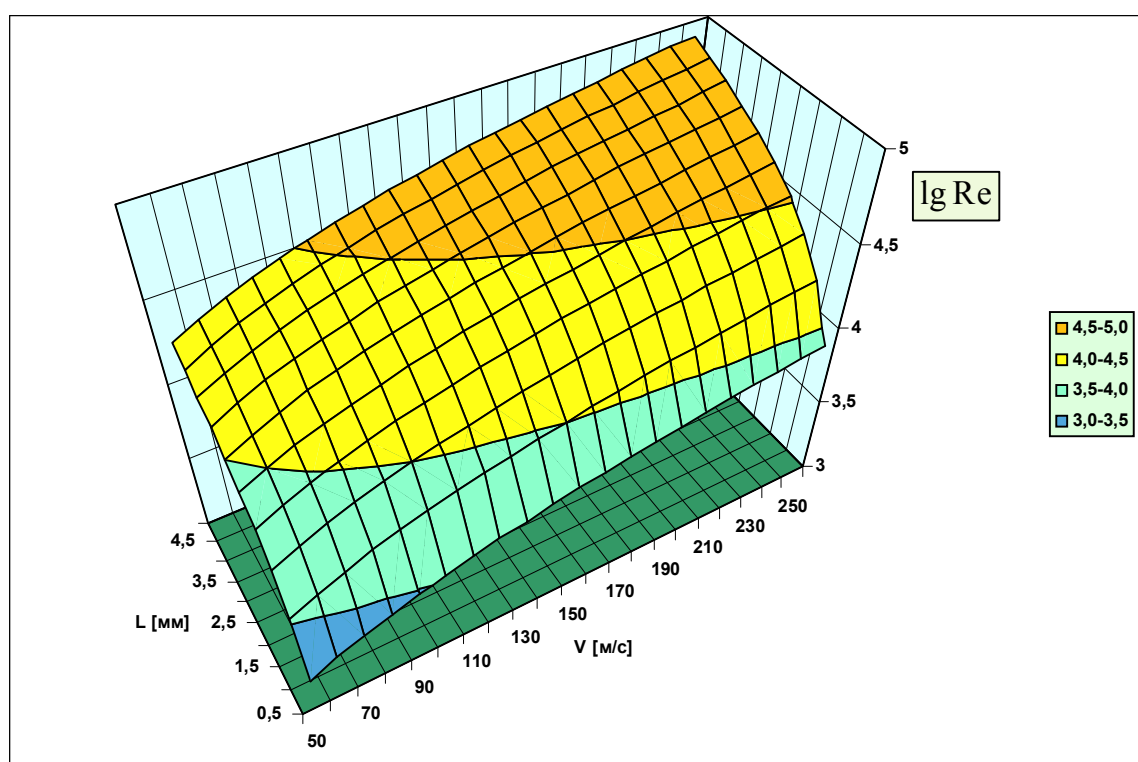


Рисунок 25 – Зависимость числа Рейнольдса от скорости и характерного размера

После расчета коэффициентов теплоотдачи по приведенным формулам, для облегчения задания граничных условий, построим номограммы для ламинарного и турбулентного режимов течения охлаждающего воздуха изображенным на рисунках 26 — 27.

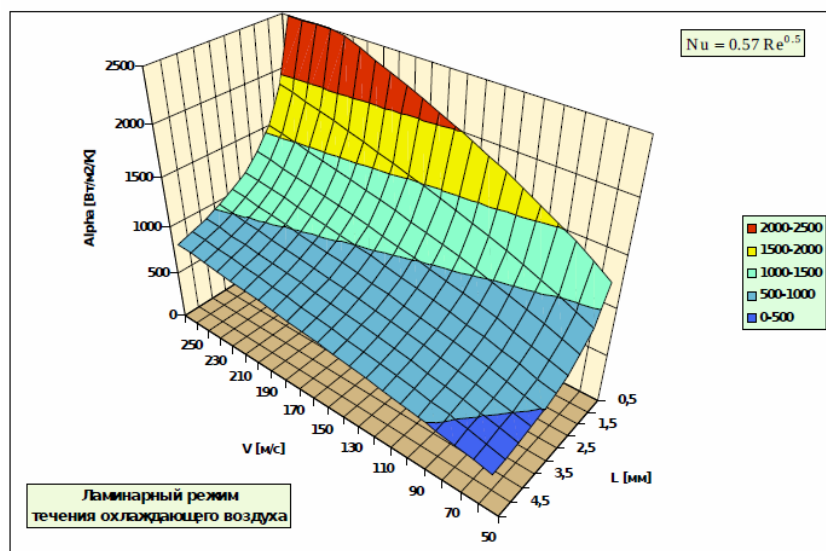


Рисунок 26 - Номограмма для определения коэффициента теплоотдачи (ламинарный режим течения)

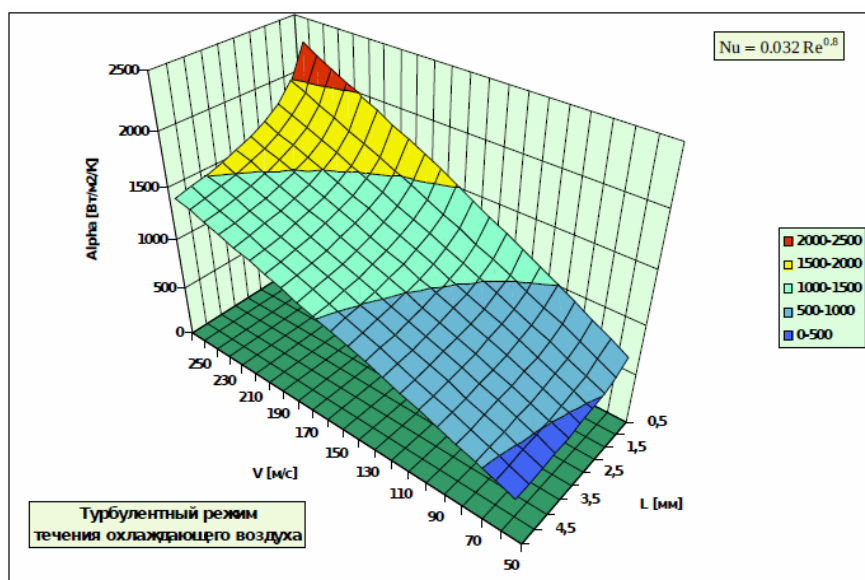


Рисунок 27 - Номограмма для определения коэффициента теплоотдачи (турбулентный режим течения)

Построим зависимость коэффициента теплоотдачи в зависимости от удаления от отверстия истечения воздуха, в соответствии с формулами (10-11). На рисунке 28 показана зависимость максимального значения коэффициента теплоотдачи от расхода воздуха через коллектор.

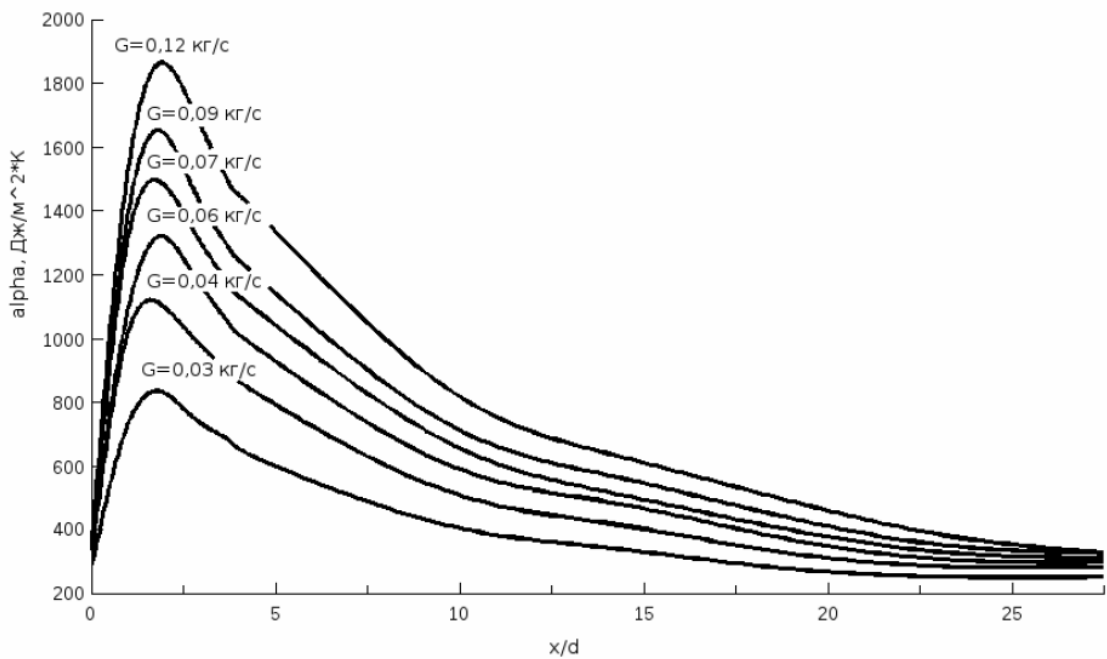


Рисунок 28 – Изменение коэффициента теплоотдачи по длине охлаждаемой поверхности

Так же, для удобства предварительной оценки расчетных граничных условий, построим график зависимости максимального коэффициента теплоотдачи от расхода воздуха рисунок 29.

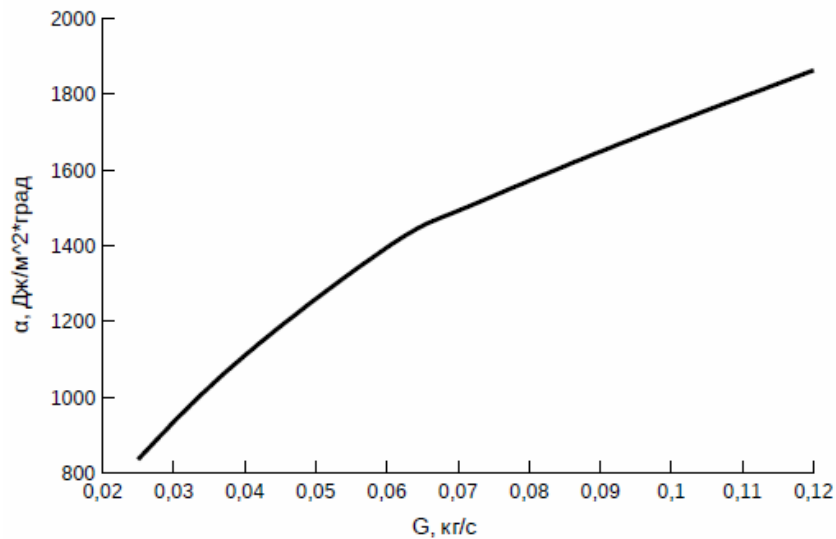


Рисунок 29 – Зависимость максимального коэффициента теплоотдачи от расхода воздуха

Построенные зависимости позволяют рассчитывать граничные условия на статоре при анализе тепловой СУАРЗ.

Систему управления радиальными зазорами применяют, в основном, для уменьшения величины зазора в лопаточных венцах. Таким образом, она позволяет снизить перетекание воздуха в области зазора и, следовательно, повысить КПД ступени. С другой стороны данная система требует отбора воздуха, на сжатие которого затрачивается энергия и который, в последующем, не участвует в процессе создания тяги двигателя. Исходя из преобладания какого-либо фактора, принимается решение о введении системы или же отказ от неё. Определённо ясно, что система будет работать эффективней в тех случаях, когда разница между температурой воздуха обдуваемого корпус и воздуха в тракте двигателя в соответствующем сечении будет больше и поэтому её обычно применяют для последних ступеней компрессора ВД.

Введём систему управления радиальным зазором для шестого рабочего колеса компрессора ВД. Обдув будет происходить в области сопряжения корпуса 1 компрессора с рабочим кольцом 2 (рисунок 30).

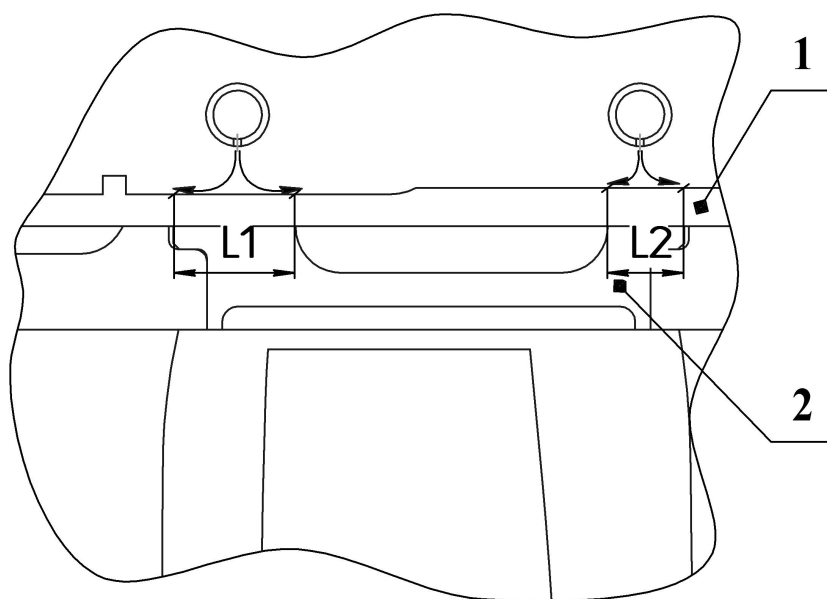


Рисунок 30 – Область обдува корпуса компрессора

Был проведён анализ системы струйного обдува корпуса КВД с целью установления места отбора воздуха. Расчёт проводился с использованием программы расчёта гидравлики газовых турбин [20]. На выбор места отбора влияют такие факторы как обеспечение потребного перепада давления на отверстиях перфорации и температура отбираемого воздуха. Перепад давления необходим для организации устойчивого течения воздуха. Температура, в свою очередь, оказывает обратное влияние в процессе регулирования зазоров. Необходимо иметь температуру воздуха в таком диапазоне, чтобы она была значительно ниже температуры стенки корпуса. Также следует учесть конструкцию двигателя и возможность организации отбора из уже выполненных ресиверов.

В ходе анализа рассмотрены такие варианты как отбор за 2 рабочим колесом КСД и за 3 рабочим колесом КСД. Второй вариант более предпочтителен, так как здесь уже имеется ресивер. Подача воздуха в кольцевой коллектор над 6 РК КВД проводится по 3 трубам $D_{внутр}=20\text{мм}$. Коллектор также представляет собой круглую трубу $D_{внутр}=20\text{мм}$. Помимо этого были рассмотрены варианты с подачей воздуха по 2 и 4 трубам, но из-за малого располагаемого перепада давлений результат изменился незначительно. Также был рассмотрен коллектор с двумя рядами струй, но здесь наблюдалось даже падение эффективности теплообмена из-за невозможности организации устойчивого обдува.

Полученные данные гидравлического расчёта задаются в качестве граничных условий для теплового расчёта.

Тепловой и структурный расчёт проводился на модели статора компрессора ВД, изображённой на рисунке 31.

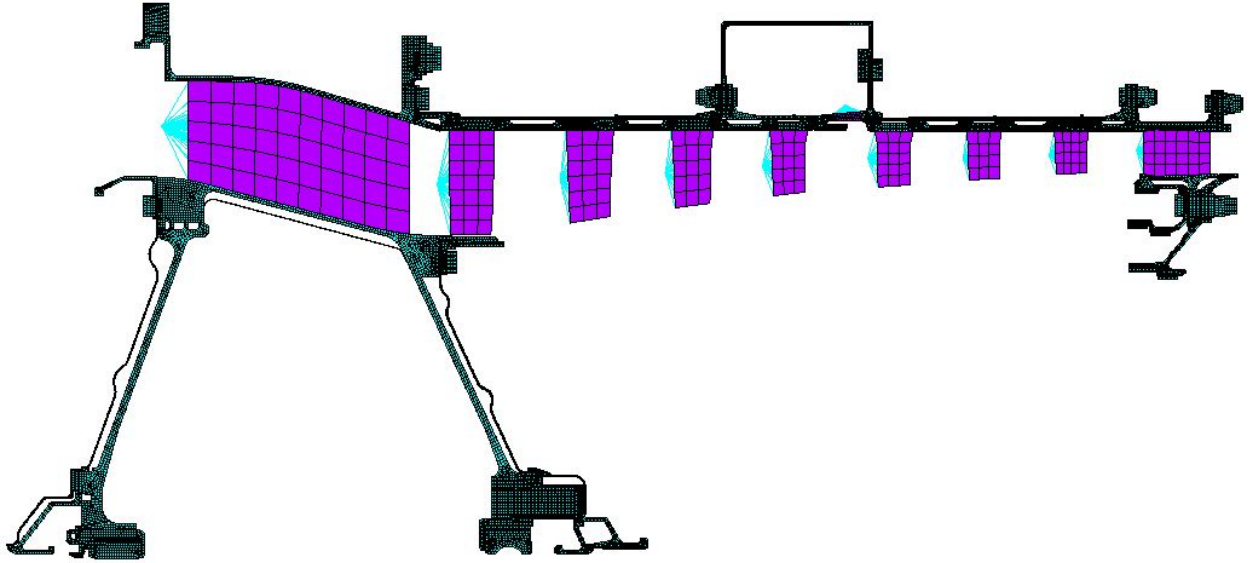


Рисунок 31 – Конечно-элементная модель статора компрессора ВД и средней опоры двигателя НК-36

Монтажный зазор выбирается из условия отсутствия соприкосновения элементов ротора и статора компрессора по циклу работы и поэтому зазор на крейсерском режиме не является оптимальным. Данный режим является самым продолжительным в ОПЦ и уменьшение зазора в нём позволит существенно увеличить эффективность работы двигателя.

Проведём вариант расчёта наиболее простой системы управления радиальными зазорами путём обдува корпуса только на крейсерском режиме работы, т.е. схема управления «включение-выключение». Требуемое уменьшение диаметра рабочего кольца 1 (рисунок 30) на интересующем режиме определялось путём подбора величины осреднённых коэффициентов теплоотдачи на поверхности обдува.

После проведения расчётов была получена зависимость изменения радиального зазора от коэффициентов теплоотдачи (рисунок 32)

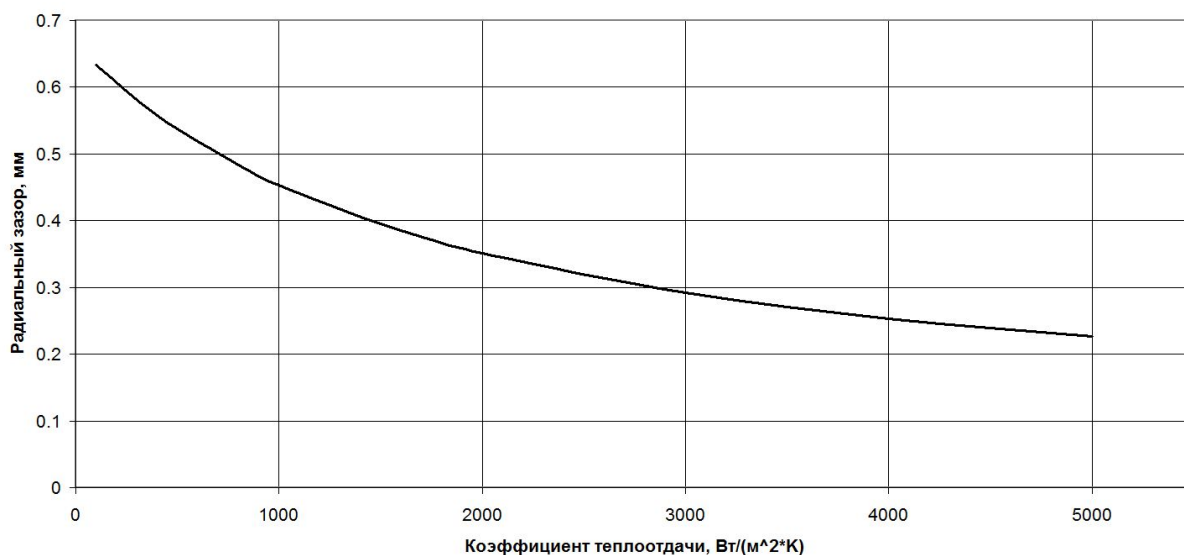


Рисунок 32 – Зависимость радиального зазора от коэффициента теплоотдачи в месте обдува

Используя данные, полученные в гидравлическом расчёте, перестроим зависимость, изображённую на рисунке 32 для значений относительного расхода воздуха (рисунок 33).

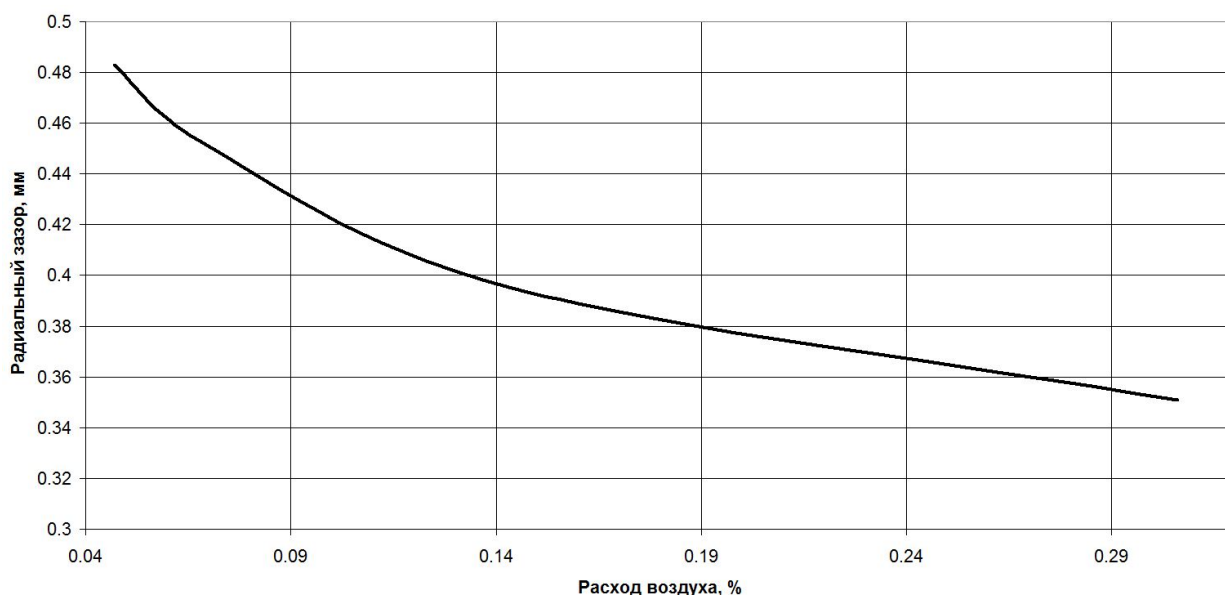


Рисунок 33 – Зависимость радиального зазора от величины относительного расхода воздуха, отбираемого для исследуемой системы

Температурные поля рабочего кольца и корпуса компрессора в месте обдува для различных коэффициентов теплоотдачи представлены на рисунках 34.

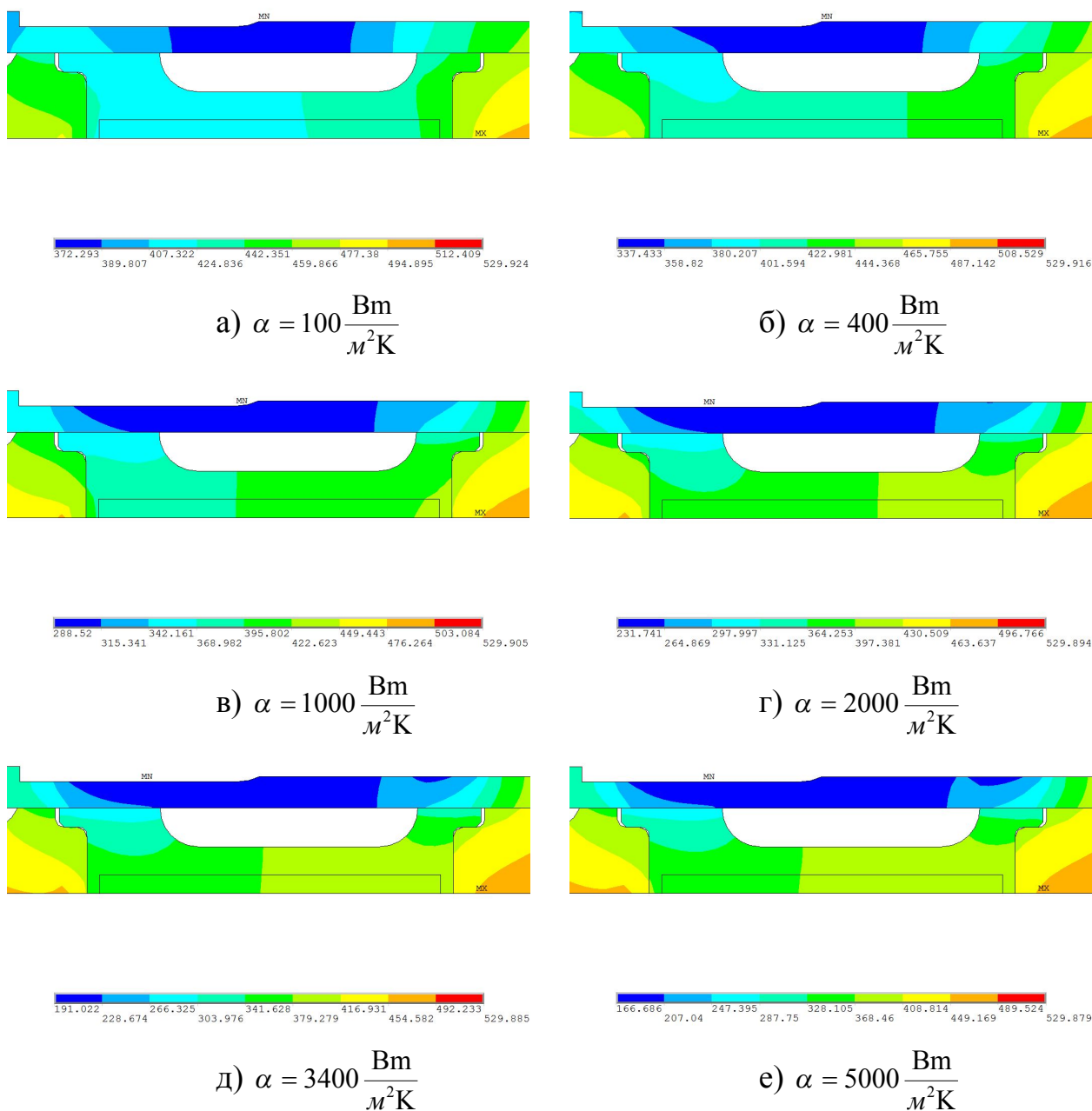


Рисунок 34 – Температурные поля рабочего кольца и корпуса компрессора
ВД

Проведём нестационарный расчёт по ОПЦ двигателя с системой моделируемого управления радиальными зазорами, включённой на режиме набора высоты и на крейсерском режиме работы двигателя. (рисунок 35, 36).

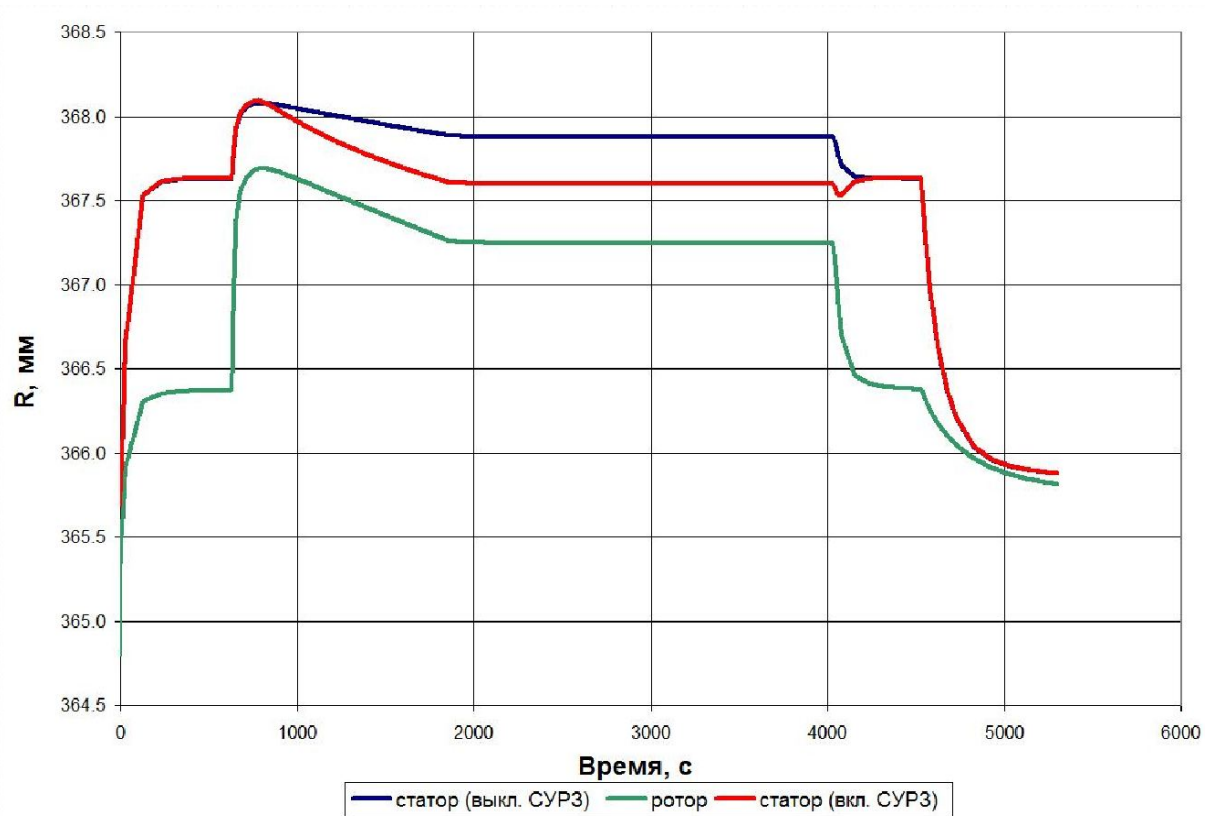


Рисунок 35 – Изменение радиальных размеров поверхностей ротора и статора по ОПЦ

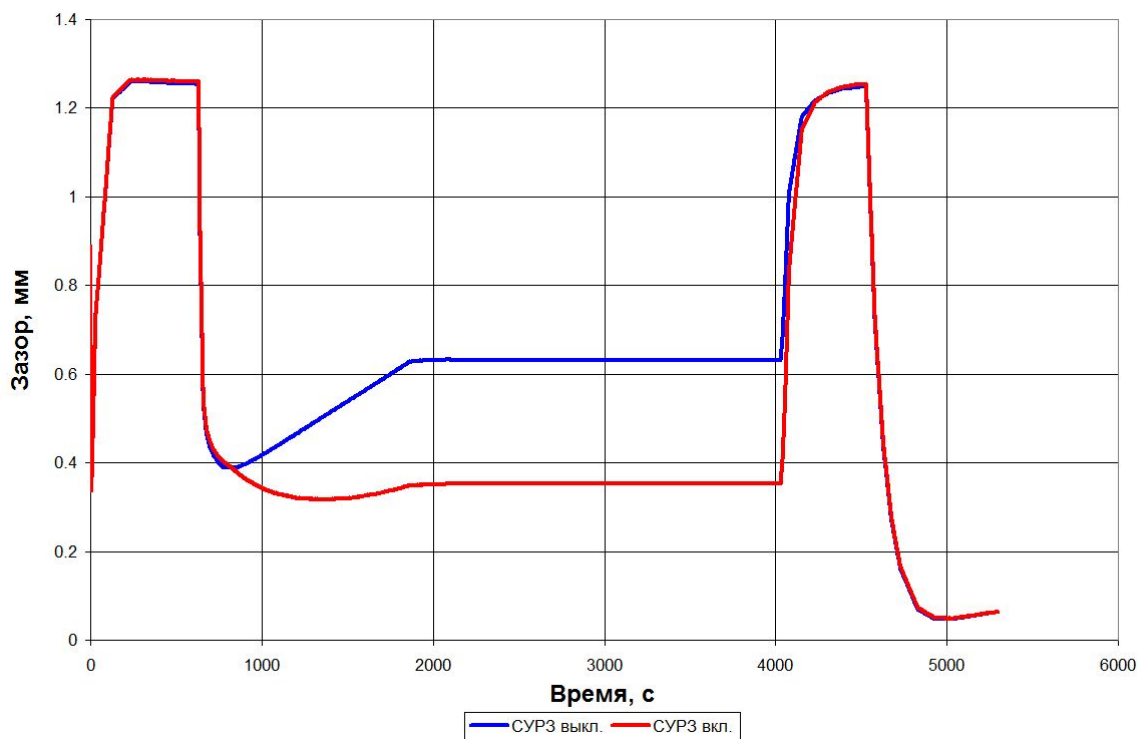


Рисунок 36 – Регулирование радиального зазора на крейсерском режиме работы

Проведём расчёт случая, когда система регулирует зазор путём охлаждения статора по всему полётному циклу (рисунок 37).

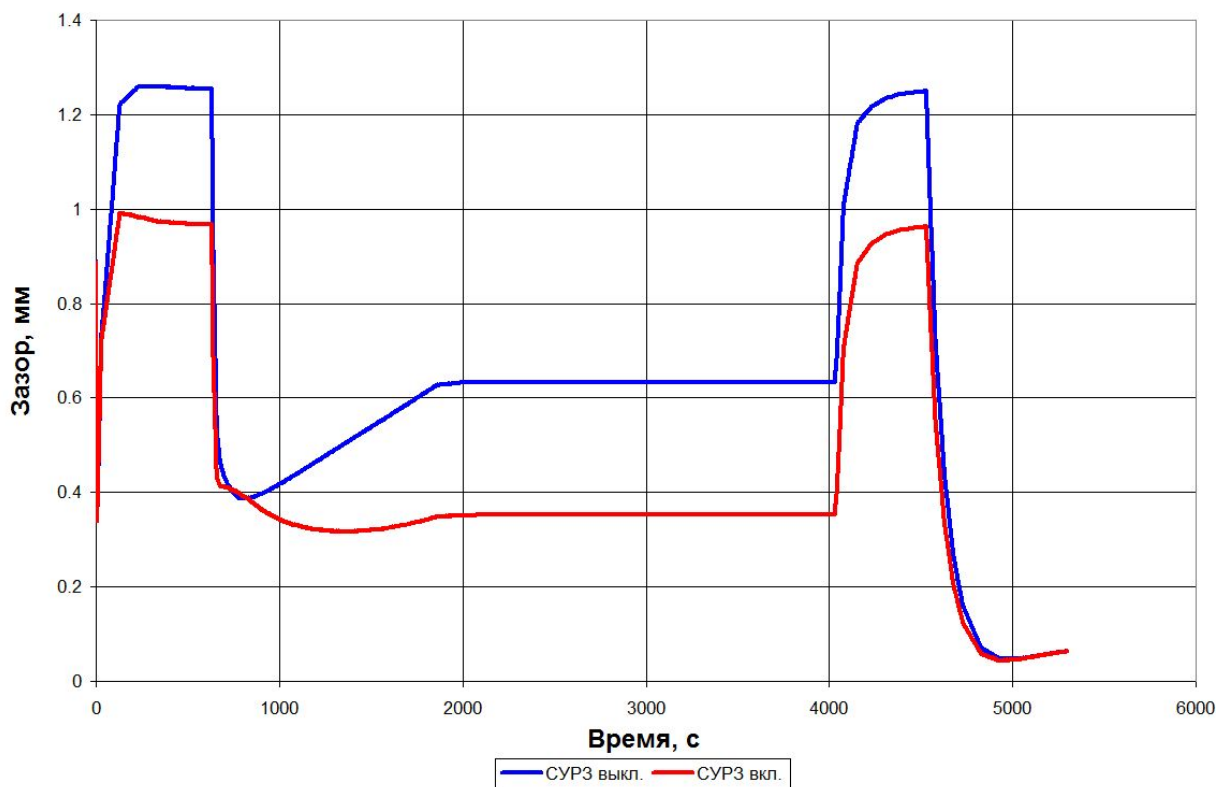


Рисунок 37 – Регулирование радиального зазора по ОПЦ

На режиме «малый газ» для получения эффекта в уменьшении зазора аналогичного эффекту на крейсерском режиме необходимо отбирать большее количество воздуха и, следовательно, эффективность данной системы уменьшается. «Малый газ» является непродолжительным режимом в ОПЦ и поэтому, обычно, нет нужды в уменьшении зазора на этом режиме.

Из проведенных выше расчётов видно, что величина радиального зазора является минимальной при останове двигателя, когда статор компрессора остывает с большей скоростью, чем ротор. Исходя из этого, можно сделать заключение о том, что при подогреве статора на останове мы сможем назначить уменьшенный монтажный зазор. Воздух, например, предлагается отбирать от вспомогательной силовой установки.

Изменение радиального зазора по ОПЦ с подогревом корпуса компрессора на останове, изображено на рисунке 38.

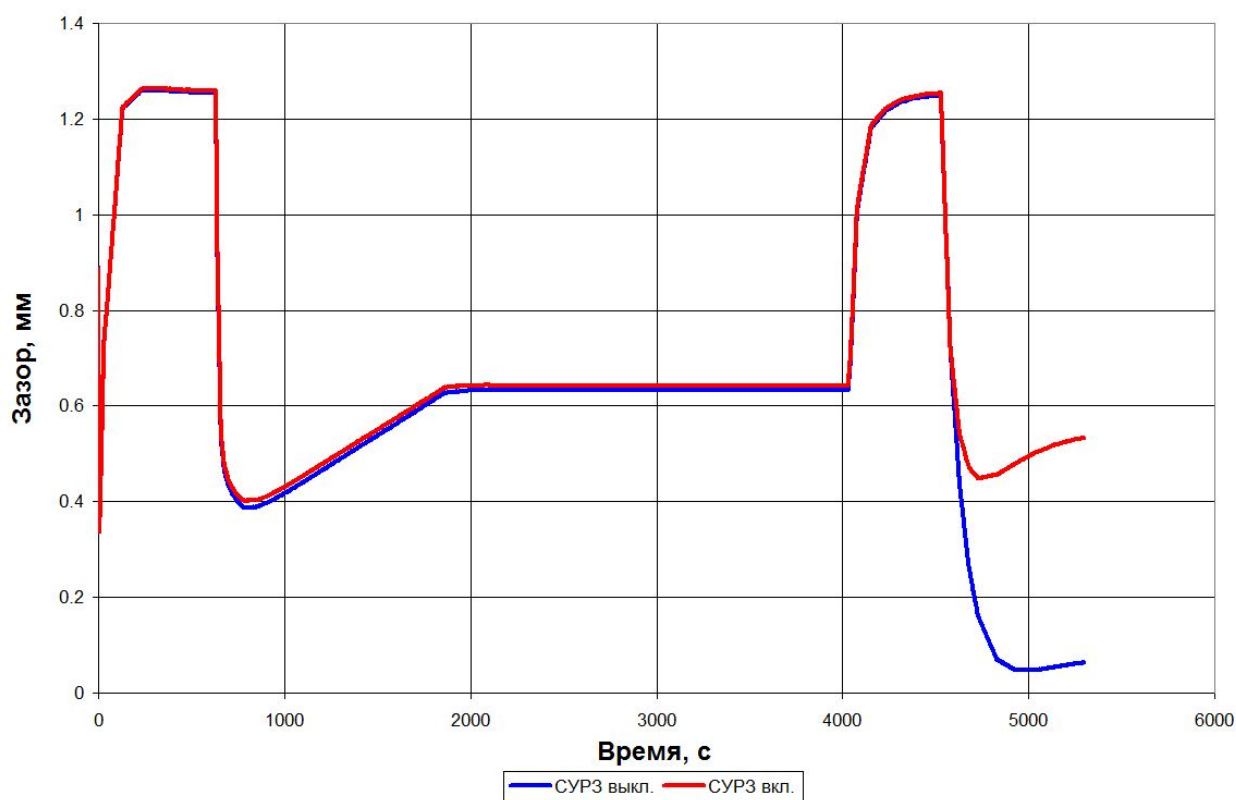


Рисунок 38 – Изменение радиального зазора при обогреве статора на останове

Данный раздел позволяет сделать несколько важных выводов. Во-первых, использование СУРЗ в последних ступенях компрессора позволяет уменьшить величины радиальных зазоров на режимах работы двигателя там, где находятся лопатки с минимальной длиной и, следовательно, с максимальной величиной относительных радиальных зазоров $\frac{\delta}{l}$. Другой вывод заключается в том, что подогрев статора компрессора в тех точках полётного цикла, где зазор минимальный, позволяет назначить уменьшенные значения монтажных зазоров и, тем самым, обеспечить соответственное снижение рабочих зазоров на основных режимах двигателя.

Алгоритм проектного расчета тепловой СУАЗ

Для расчёта тепловой СУРЗ во-первых необходимо определить осесимметричных перемещения в радиальном направлении определяющих

радиальные зазоры деталей ротора и статора. Расчет проводится по ОПЦ двигателя без проектируемой СУАЗ. Получаем графики изменения радиального зазора по времени работы двигателя для рабочих колес и направляющих аппаратов.

Производится выбор ступеней, на которые целесообразно воздействовать СУАЗ.

Определяются места отбора охлаждающего воздуха и способ его подвода непосредственно в область охлаждения. Выбирается геометрия системы подвода воздуха в область управления зазором: диаметр отверстий, расстояние между ними, положение коллекторов в пространстве. Вносятся коррекция в расчетную схему воздухообеспечения двигателя.

Вновь рассчитываем перемещения статора по ОПЦ, с учетом работы СУАЗ. Последовательными расчетами достигается заданное значение радиального зазора на различных режимах полета. Требуется подобрать расход на различных режимах полета, не выходя за рамки технического задания. Радиальные перемещения ротора не пересчитываем, ввиду малого влияния увеличения отбора воздуха на его температурное состояние.

4 Проведение расчетных исследований и разработка методики проектирования механической системы активного управления радиальными зазорами

Механическая система активного управления радиальным зазором (МСАУРЗ) обладает целым рядом преимуществ перед остальными системами: высокая скорость реагирования на изменение зазора, высокая точность регулирования, отсутствие отборов воздуха на функционирование системы, безинерционность, возможность устранения асимметрии радиального зазора. В свою очередь такая система является сложным техническим объектом, применение которого приводит к увеличению массы компрессора и двигателя в целом. Кроме того, для обеспечения ее работы необходима сложная система управления.

В общем случае МСАУРЗ состоит из следующих компонентов (рисунок 39): подвижный корпус, перемещающийся в радиальном направлении; исполнительный механизм – привод; измеритель радиального зазора – датчики, определяющие расстояние между вращающимися лопатками и корпусом; блок управления, анализирующий данные с датчиков и отдающий команды на исполнительный механизм.

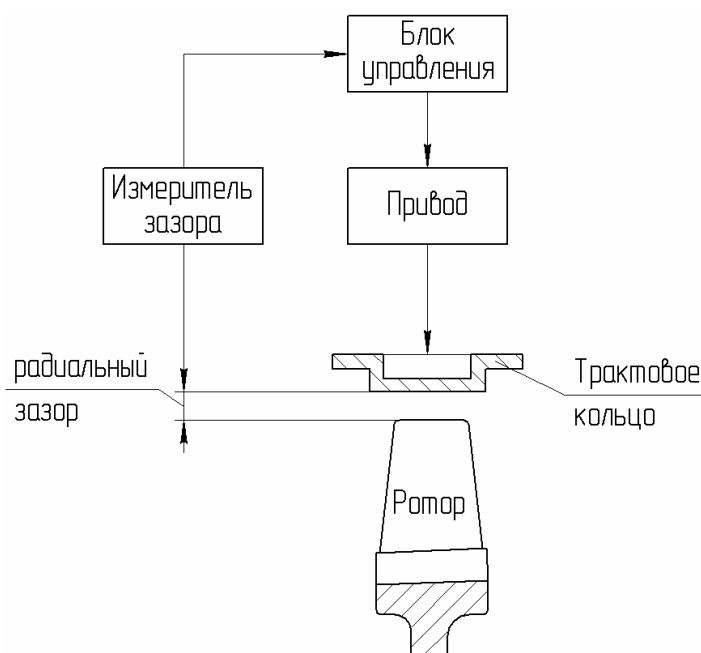


Рисунок 39 – Блок схема МСАУРЗ

На рисунках 40, 41, 43 представлены различные конструктивные исполнения механических систем регулирования зазоров в компрессоре, разработанные по программе совершенствования авиадвигателей NEWAC Европейским сообществом [26, 27, 28].

Особенностью конструкции, показанной на рисунке 41, является связь трактового кольца с наружным корпусом с помощью множественных упругих элементов в виде стержней, которые имеют наклон в окружном направлении. При работе привода происходит их деформация, и трактовая часть перемещается в радиальном направлении. К недостаткам данной системы можно отнести сложность изготовления.

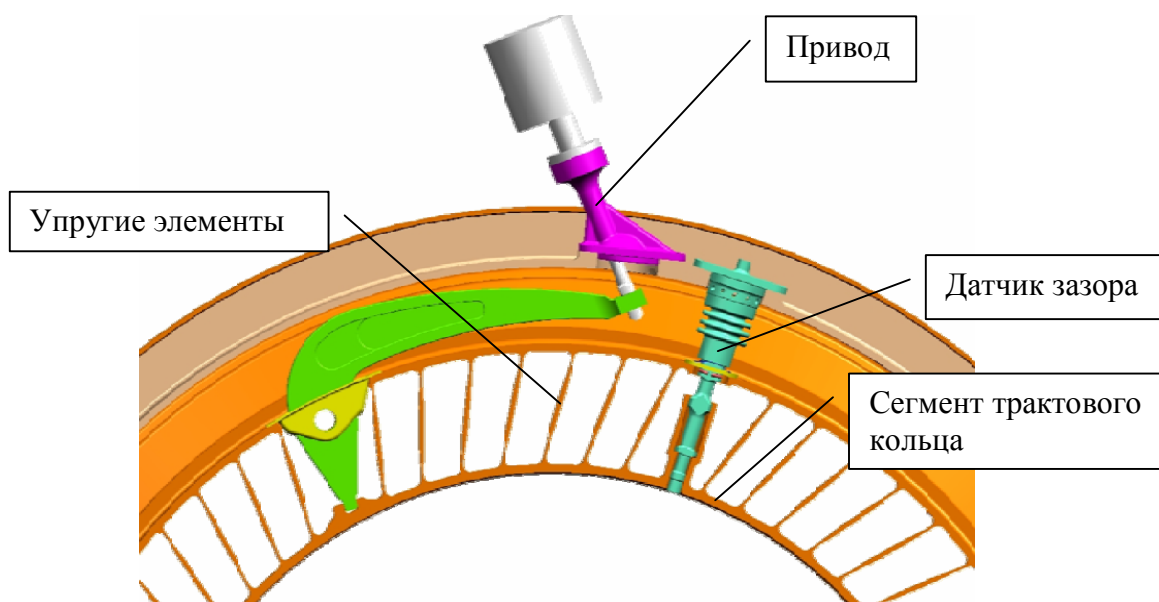


Рисунок 40 – МСАУРЗ с множественными упругими элементами

На рисунке 41 изображена конструкция с упругим кольцевым статорным элементом, который имеет сечение в виде песочных часов.

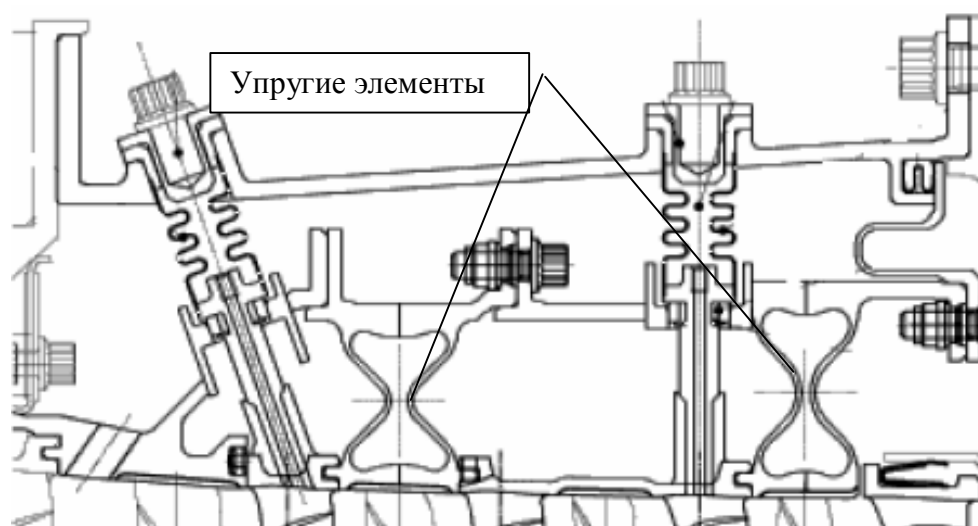


Рисунок 41 – МСАУРЗ с упругим элементом «песочные часы»

За счет такой формы при наддуве внутренней полости боковые стенки стремятся распрямиться и тем самым перемещают тракторное кольцо в радиальном направлении к ротору (рисунок 42).

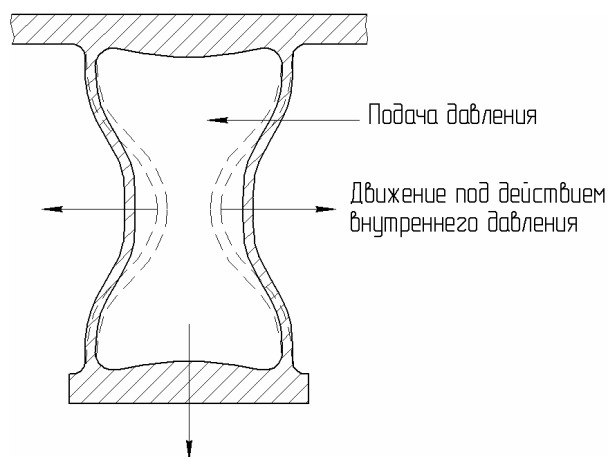


Рисунок 42 – Принцип работы пневматического звена

Недостатками данной системы являются: отбор воздуха для использования в качестве рабочего тела и сложность деталей.

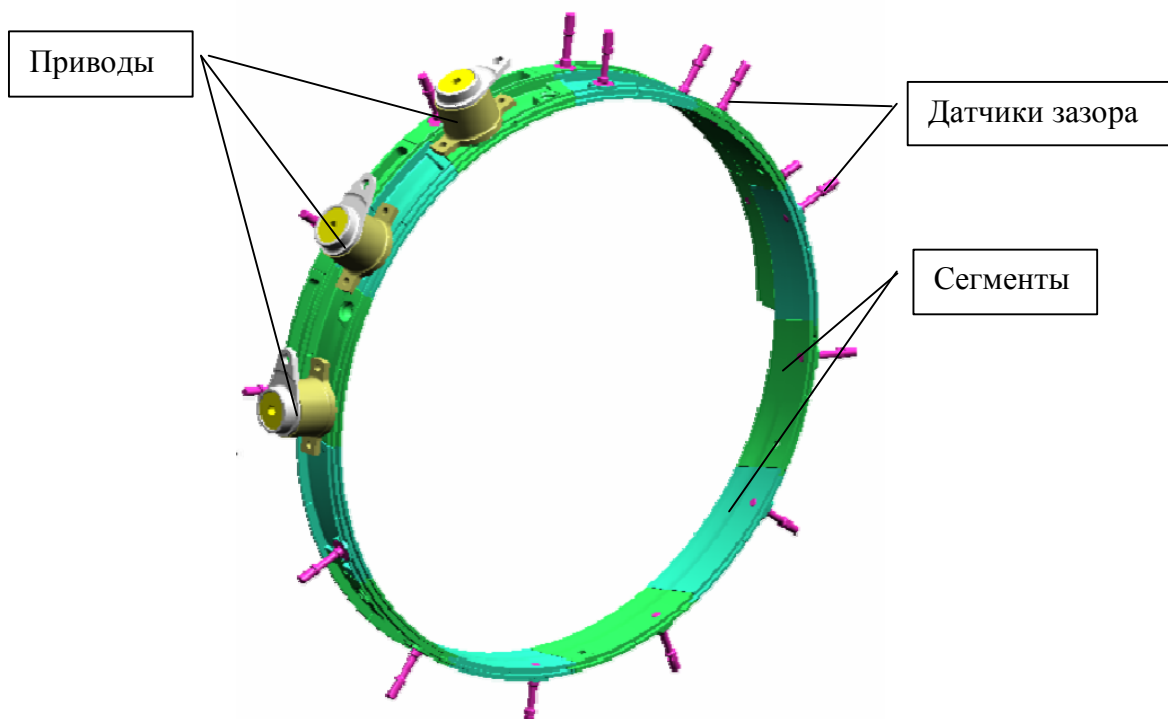


Рисунок 43 – МСАУРЗ с мультисегментной газодинамической стенкой

Система представленная на рисунке 43 имеет газодинамическую стенку корпуса компрессора состоящую из двенадцати независимых сегментов, радиальное положение которых определяют индивидуальные приводы. Такое конструктивное исполнение позволяет устранить все возможные окружные искажения радиального зазора (рисунок 44).

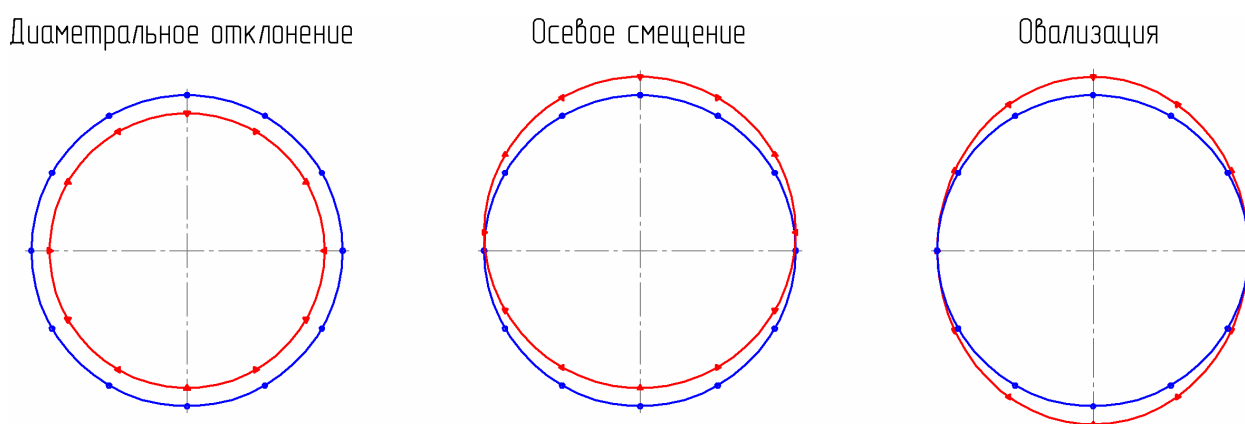


Рисунок 44 – Возможные искажения радиального зазора

Система оснащается четырьмя емкостными датчиками, служащими для измерения реального зазора и двадцатью токовихревыми датчиками, отслеживающими положение сегментов.

При создании МСАУРЗ крайне необходимы надежные датчики прямого измерения радиального зазора, которые обладают чувствительностью 0,01 мм, устойчивы к высоким уровням пульсаций давления, температурам до 800 С° и высокому уровню вибрации. Токовихревые и емкостные датчики измерения зазора фирмы MEGGIT показаны на рисунке 45.



Рисунок 45 – Датчики измерения зазора фирмы MEGGIT

Опираясь на [26, 27, 28, 5, 10, 13, результаты раздела 3] сформулируем технические требования, предъявляемые к механической САУРЗ последних ступеней компрессора двигателей размерности НК-36. Система должна:

- 1) компенсировать тепловые и механические изменения радиального зазора в пределах 0.8 мм;
- 2) определять мгновенное значение радиального зазора;
- 3) иметь высокую скорость регулирования зазора – 4 мм/с;
- 4) иметь высокую точность регулирования – 0.05 мм;
- 5) должна исключать задевание ротора и статора при выходе из строя элементов системы;
- 6) иметь минимальную массу;
- 7) обеспечивать требуемые показатели надежности.

Проведем расчетные исследования МСАУРЗ представленной на рисунке 40 применительно к последней ступени КВД двигателя НК-36. Схема возможного конструктивного исполнения показана на рисунке 46.

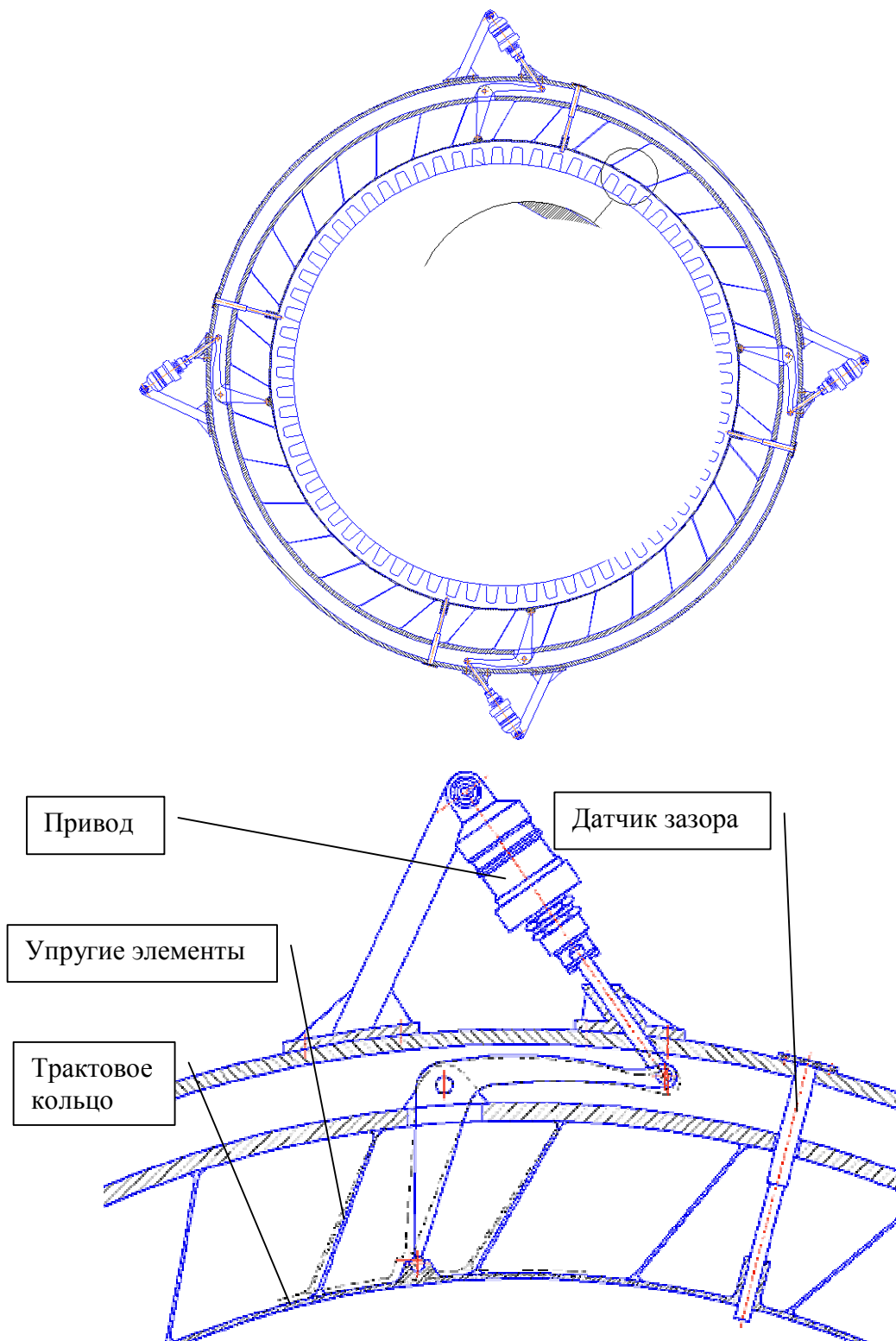


Рисунок 46 – Схема МСАУРЗ последней ступени компрессора НК-36

Из рисунка видно, что перемещения штока привода вызывают деформацию трактовой части конструкции, как на увеличение диаметральных размеров, так и на уменьшение. Схема системы в меридиональной плоскости показана на рисунке 47.

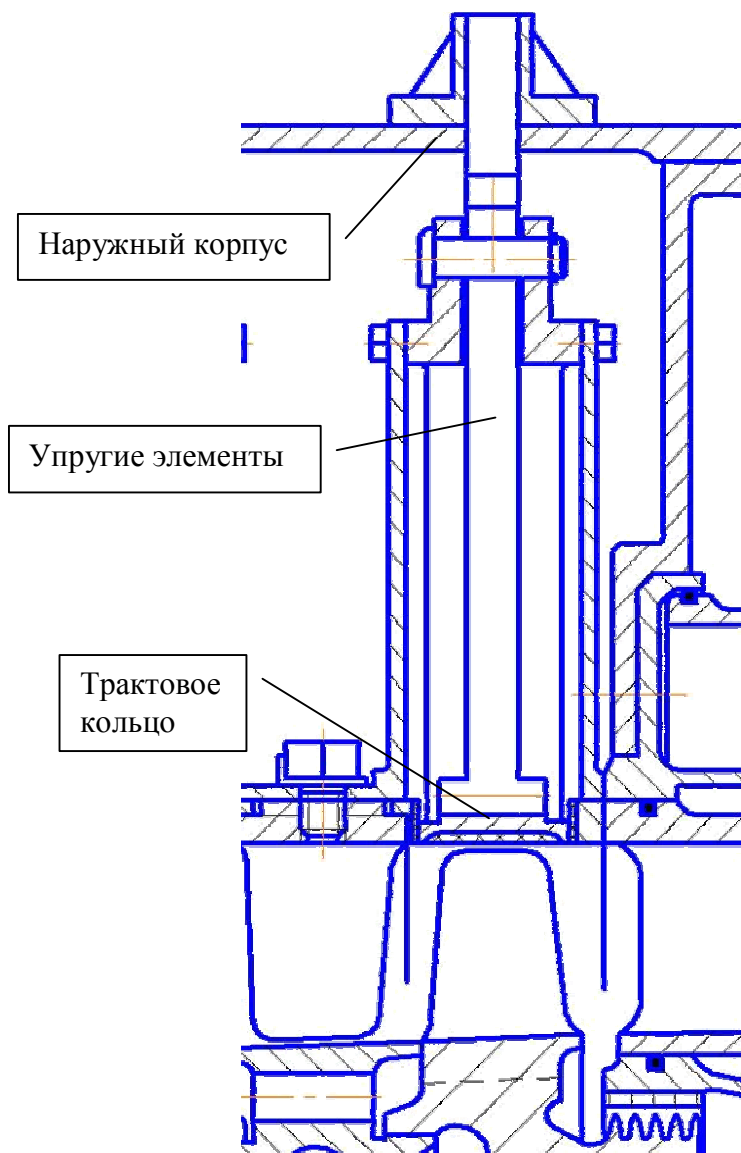


Рисунок 47 – Схема МСАУРЗ в меридиональной плоскости

Оценим неравномерность деформированного состояния сегмента 90° упругого элемента от рабочих нагрузок.

Результаты расчета при приложении рабочего давления к трактовому кольцу представлены на рисунках 48-49.

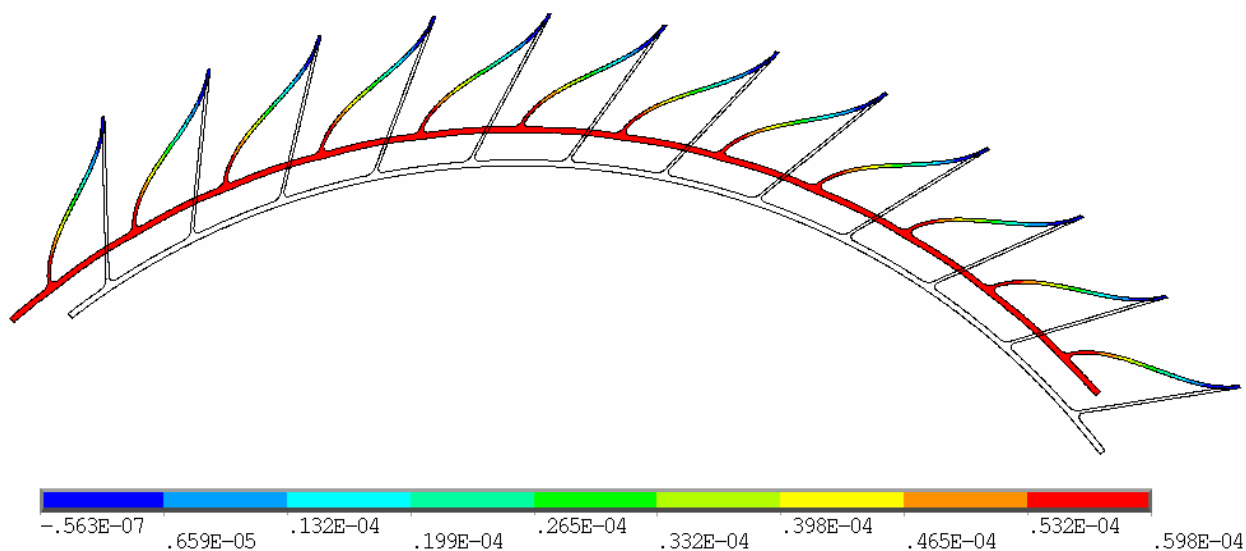


Рисунок 48 – Распределение радиальных смещений
под действием рабочего давления

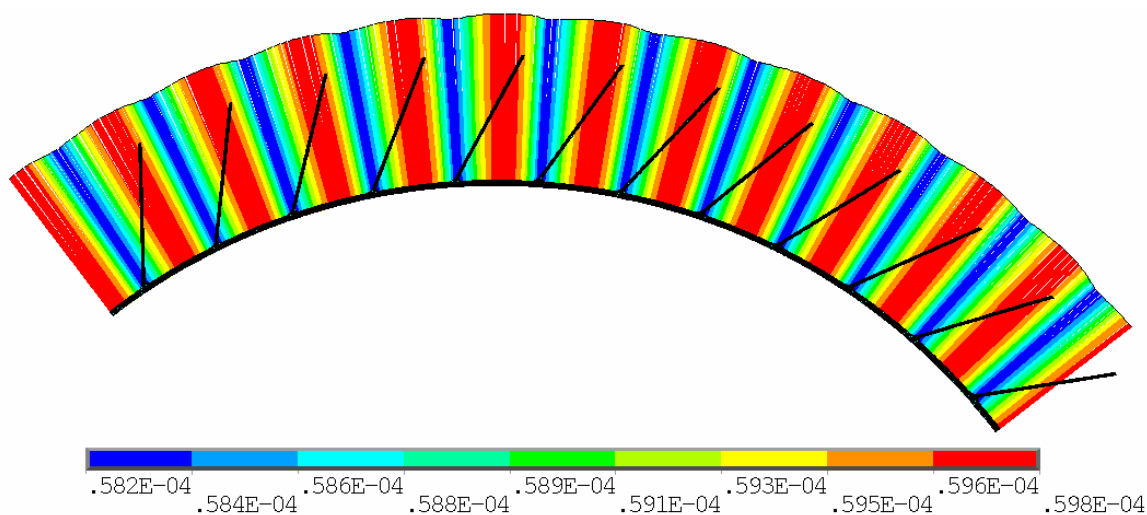


Рисунок 49 – Эпюра распределения радиальных смещений
под действием рабочего давления

Из рисунков видно, что давление рабочей среды приводит к радиальной деформации трактового кольца. При этом неравномерность имеет периодический характер и составляет 2.67%. Неравномерность обусловлена локальными жесткостями мест присоединения упругих стержней к кольцу. Для выравнивания жесткости необходимо выполнить местное утонение упругих стержней (рисунок 50), либо утолщение пролетов кольца (рисунок 51).

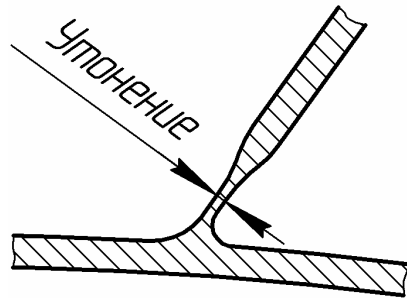


Рисунок 50 – Локальное утонение упругих элементов

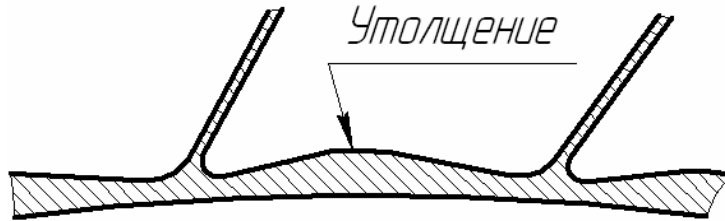


Рисунок 51 – Локальное утолщение пролетов кольца

Результаты расчета деформированного состояния конструкции при приложении сосредоточенного тангенциального усилия от исполнительного механизма показаны на рисунках 52, 53. В расчетах принималось, что приводов на одном кольце – четыре.

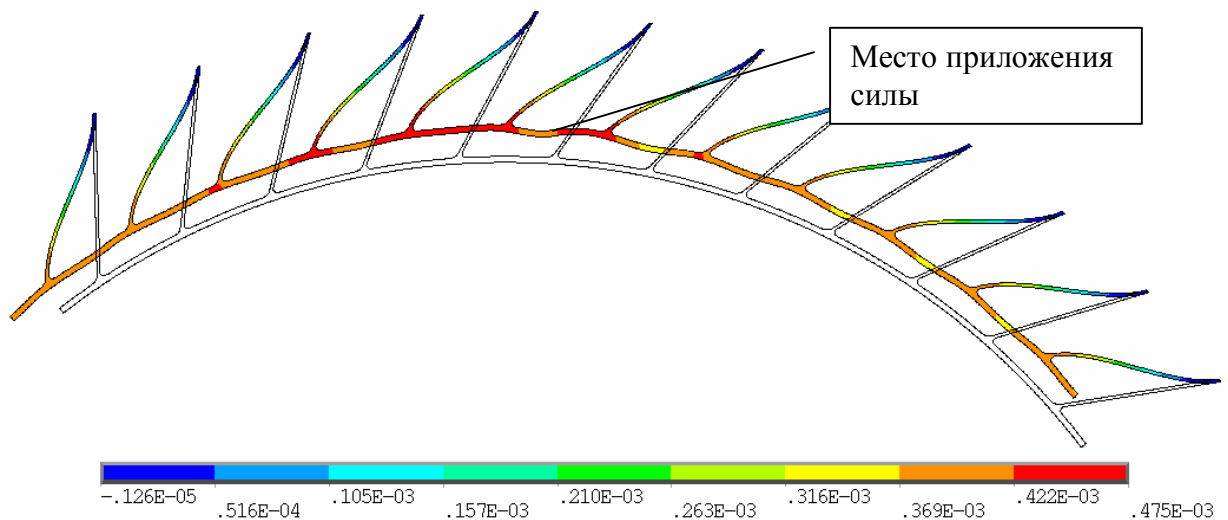


Рисунок 52 – Распределение радиальных смещений при приложении усилия исполнительного механизма

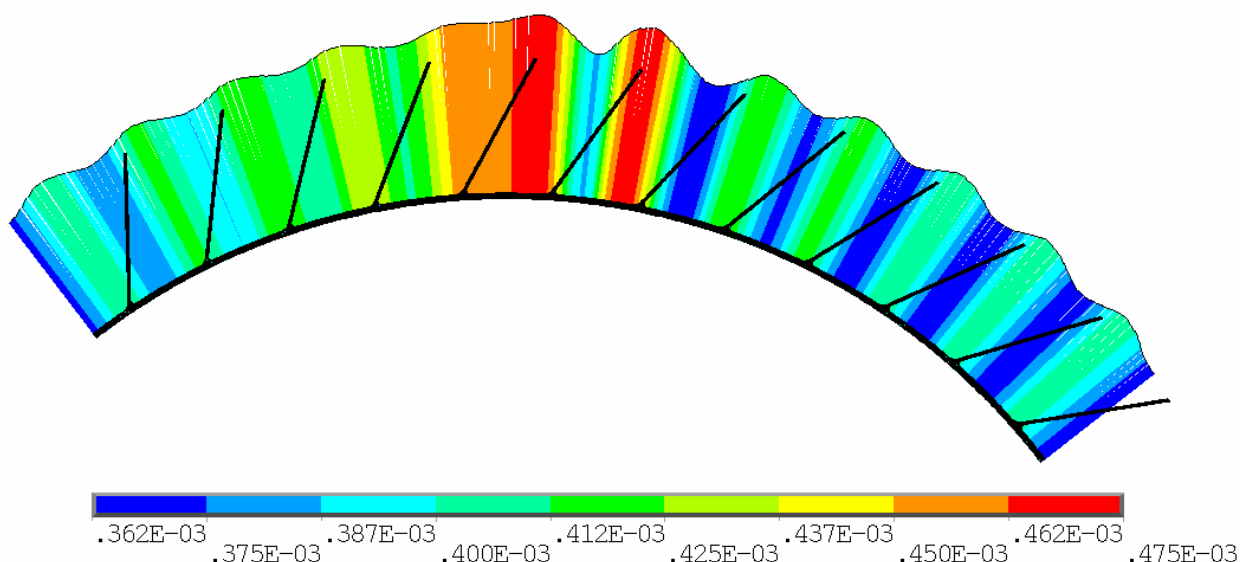


Рисунок 53 – Эпюра распределения радиальных смещений при приложении усилия исполнительного механизма

Из рисунков видно, что использование четырех приводов для механизации кольца приводит к существенной неравномерности радиальных смещений. Наибольшая величина, которой составляет 0.113 мм или 23.8% от максимального прогиба. Данные значения не удовлетворяют предъявляемым требованиям к МСАУРЗ по точности регулировки. Для снижения неравномерности увеличим число приводов до двенадцати (три на сегмент 90°). Результаты расчета показаны на рисунках 54-55.

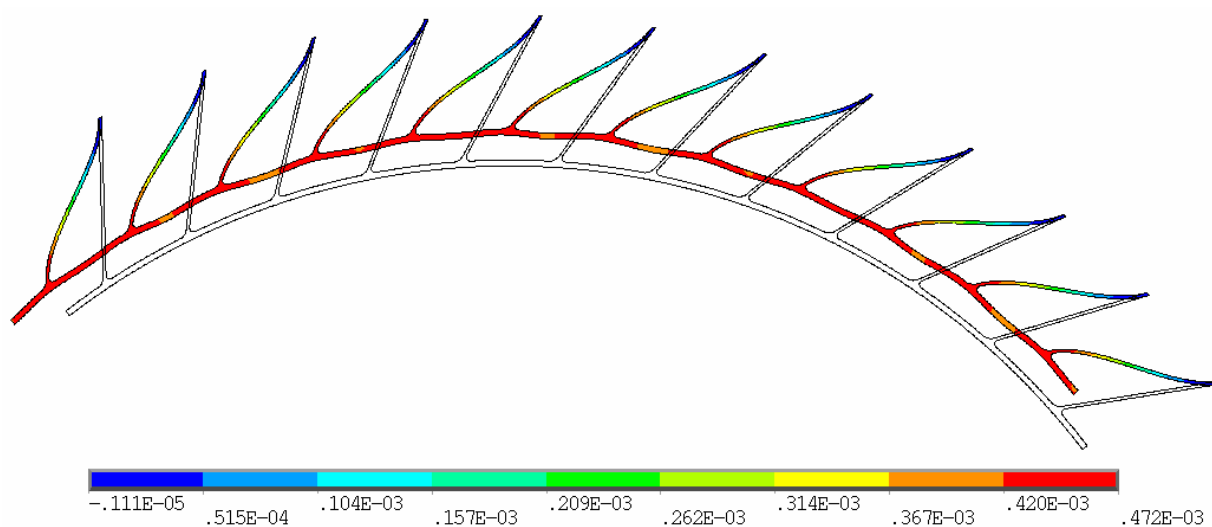


Рисунок 54 – Распределение радиальных смещений от двенадцати исполнительных механизмов

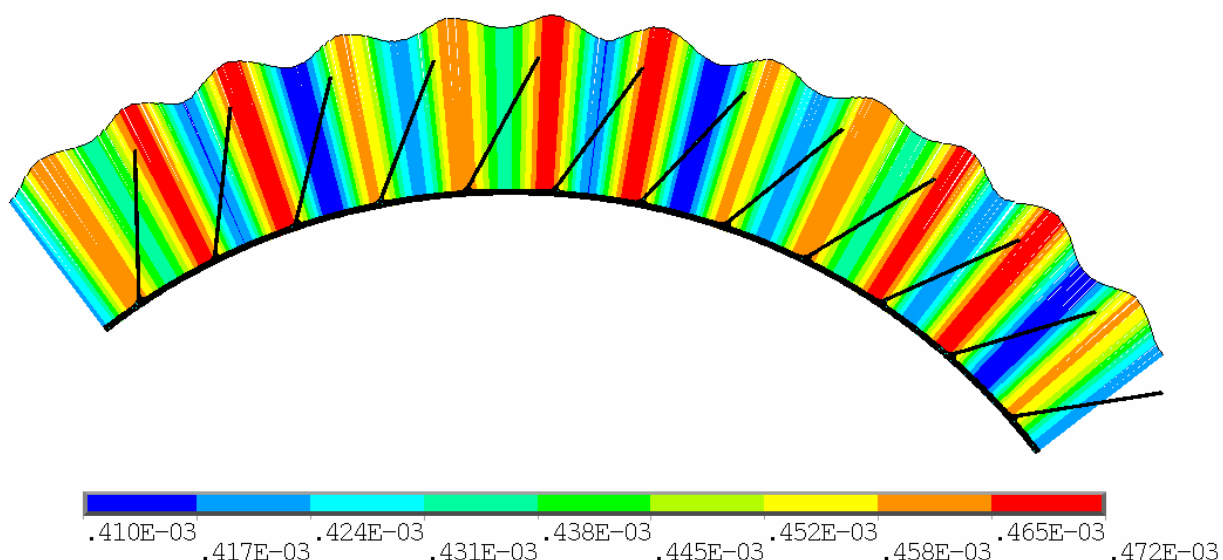


Рисунок 55 – Эпюра распределения радиальных смещений
от двенадцати исполнительных механизмов

Как видно из рисунков неравномерность существенно снизилась при увеличении числа приводов и приобрела периодический характер. Оставшаяся неравномерность 0.062 мм (13%) обусловлена, как описывалось выше, локальными жесткостями мест присоединения упругих стержней к кольцу.

По результатам проведенного анализа предлагается модернизировать конструкцию МСАУРЗ путем введения шарнирных связей (рисунок 56). Это позволит снизить радиальную неравномерность и улучшить напряженно-деформированное состояние мест присоединения стержней к трактовому кольцу.

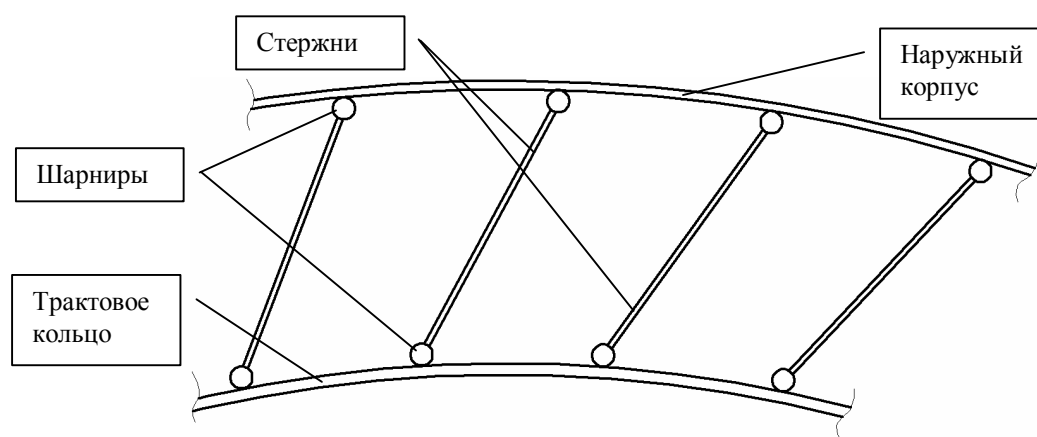


Рисунок 56 – Схема МСАУРЗ со строжневыми шарнирными связями

Кроме того, в качестве перспективных можно предложить конструктивные схемы МСАУРЗ, показанные на рисунках 57, 58.

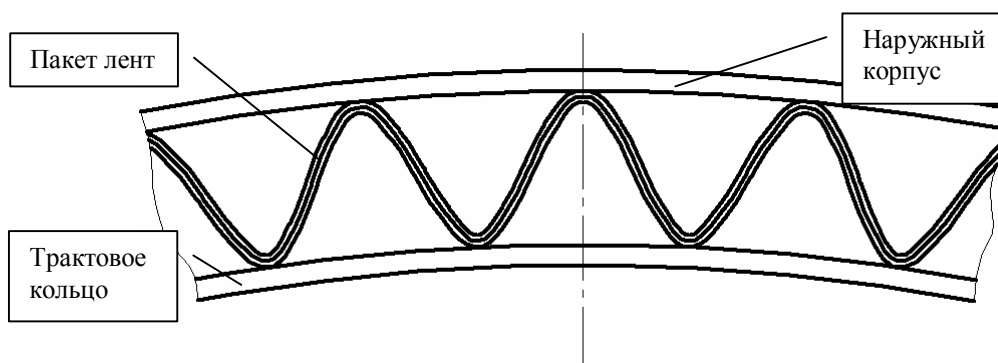


Рисунок 57 – Схема МСАУРЗ с набором упругих гофрированных лент

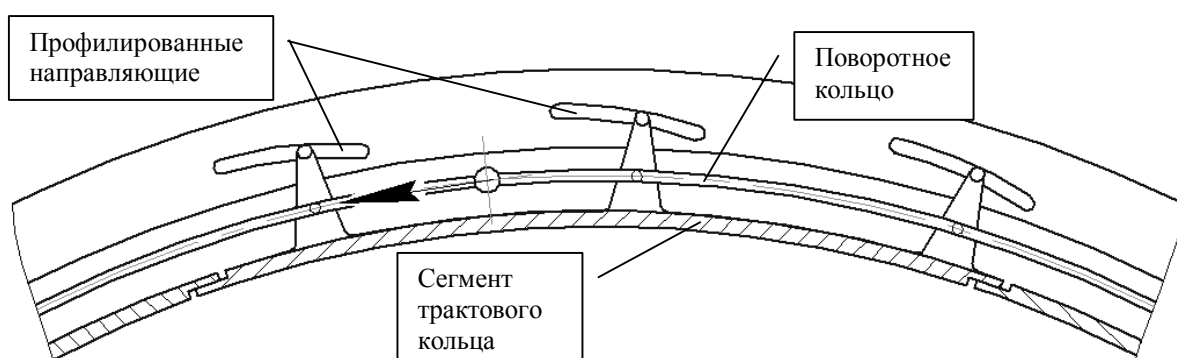


Рисунок 58 – Схема МСАУРЗ со створками

В первом случае в качестве упругого элемента соединяющего наружный корпус с трактовым кольцом выступает набор гофрированных лент. При радиальном смещении трактового кольца происходит деформирование пакета лент. За счет подбора параметров таких, как число и толщина лент, высота, углы наклона и шаг (разношаговость) гофр и т.п., можно добиться высокой степени округлости трактового кольца в процессе регулирования. Следует отметить, что введение пакета лент даст дополнительное демпфирование в системе.

Во втором варианте трактовое кольцо состоит из нескольких сегментов, каждый из которых вывешен на профилированных направляющих. Направляющие имеют профиль спирали Архимеда. Все сегменты управляются единым поворотным кольцом. При повороте сегменты перемещаются в радиальном направлении и деформируются, уменьшая искажение округлости.

К недостаткам предлагаемых вариантов можно отнести то, что они позволяют устранять только осесимметричные изменения радиального зазора.

Из проведенного анализа сформулируем основные этапы методики проектирования механических САУРЗ:

- 1) формулировка технических требований к МСАУРЗ для данного типа двигателя;
- 2) выбор принципиальной конструктивной схемы механического регулирования радиального зазора;
- 3) выбор типа исполнительного механизма (термический, механический, пневматический, гидравлический);
- 4) выбор системы измерения величины радиального зазора;
- 5) разработка управляющей программы регулирования зазора;
- 6) оптимизация системы из условий эффективной работы, обеспечения показателей надежности и минимальной массы.

5 Методика проектирования системы управления радиальными зазорами в компрессоре

Внедрение систем управления радиальным зазором в компрессоре сложное и дорогостоящее мероприятие. Поэтому, внедрение СУРЗ базируется на рассчитанной экономической выгоде. Производится расчет компрессора двигателя без системы управления радиальным зазором. Определяется радиальный зазор на всех режимах по ОПЦ двигателя. Подбирается программа коррекции радиального зазора и производится новый газодинамический расчет. Рассчитывается экономический эффект от внедрения регулирования радиального зазора.

При проектировании системы управления радиальным зазором первым шагом является определение технических требований к ней. Это осуществляется по условиям работы (температуры, давления, уровень вибраций и другие) и функциональности (изменение радиального зазора, время отклика системы, точность, ресурс, погрешности изменения формы оболочек и другие).

Затем производится выбор типа регулирования и схемы управления. Тип регулирования может быть активный, пассивный или компенсирующий износ. Активное регулирование может быть тепловым, механическим и пневматическим. Пассивное – тепловым и пневматическим. Схема управления системой активного регулирования выбирается из вариантов: «включение-выключение», моделируемое управление, управление с обратной связью. Пассивное регулирование не требует наличия схемы управления.

Этапы проектирования наиболее применимых и эффективных систем регулирования радиального зазора – активного теплового и активного механического подробно изложены в соответствующих разделах.

6 Компьютерные модели и макросы для проведения расчетных исследований

В данной разработке для иллюстрации расчетных методик созданы компьютерные модели и макросы. Для обеспечения полноценного освоения метода они представлены на DVD дисках приложенных к отчету. В данном разделе предоставляется список макросов и моделей по разделам. Описываются: их назначение, объём файла, версия программного обеспечения для работы с файлом и минимальная мощность компьютера необходимая для работы. Создано 14 моделей общим объемом 1,2 Гбайта.

Модели раздела 3

Расчетная модель, используемая для определения теплового состояния, представлена в виде базы данных программы ANSYS v12. Файл базы данных объемом 95.5 Мбайт имеет название compressor_stator_th.db.

Расчетная модель, используемая для определения смещений, представлена в виде базы данных программы ANSYS v12. Файл базы данных объемом 94.5 Мбайт имеет название compressor_stator_str.db.

Минимальные системные требования: операционная система Windows XP/Vista/7 32/64-bit; процессор класса Core 2 Duo 2.4 ГГц или Althon X2 2.7 ГГц; оперативная память: 2 Гбайт; жесткий диск: 20 Гбайт.

Модели раздела 4

Расчетная модель сегмента МСАУРЗ, используемая в разделе для оценки неравномерности деформированного состояния под действием рабочего давления, представлена в виде базы данных программы ANSYS v13. Файл базы данных объемом 50.5Мбайт имеет название Segment_press.db. Расчетные модели сегмента МСАУРЗ, используемые для оценки неравномерности деформированного состояния под действием усилия исполнительного механизма, представлены в виде баз данных программы ANSYS v13. Файлы баз данных имеют названия: Segment_F1.db (50МБайт) и Segment_F3.db (19.3Мбайт).

Системные требования: операционная система Windows XP/Vista/7 32/64-bit; процессор класса Core 2 Duo 2.4 ГГц или Althon X2 2.7 ГГц; оперативная память: 2 Гбайт; жесткий диск: 20 Гбайт.

Заключение

В методическом пособии описана технология, позволяющая выбрать параметры и создать систему управления радиальными зазорами. Она позволяет комплексно, с использованием современных вычислительных средств, рассчитывать изменения реальных радиальных размеров в компрессоре авиационного двигателя для выбранной СУРЗ.

Подробно описано создание двух типов активного регулирования радиального зазора: тепловой и механический. Для расчетов применен программный комплекс Ansys. Созданные модели и методика позволяют определять изменения реальных радиальных зазоров при работе САУРЗ на всех режимах работы газотурбинных двигателей.

Метод позволяет оценить эффективность внедрения различных конструктивных решений в компрессоре авиационного двигателя. Разработанный метод может быть применен подготовленными пользователями как в научных подразделениях, так и на предприятиях аэрокосмического комплекса области для определения изменения геометрических размеров энергетических установок во время их эксплуатации, а также в частности для оптимизации конструкции компрессоров двигателей марки НК и создания высокоэффективных газотурбинных двигателей.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

Книги

- 1 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: Самар. авиац. инт,1991.109с.
- 2 Абианц, В.Х. Теория газовых турбин реактивных двигателей [Текст].М.: Машиностроение, 1965. 310с.
- 3 Гачурин, В.А. Конструкция и летная эксплуатация двигателя Д30КУ154 2йсерии [Текст]: учебное пособие. М.: «Воздушный транспорт»,1989. 118 с.
- 4 Шнее, Я.И. Газовые турбины: Термодинамические процессы и теплообмен в конструкциях [Текст]. Киев: Виша школа,1976. 245 с.
- 5 Иноземцев, А.А. Газотурбинные двигатели [Текст]: учебник для вузов в 5ти т./А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. М.: Машиностроение, 2008.

Патенты, заявки

- 10 U.S. Patent 3039737. Device for controlling clearance between rotor and shroud of a turbine [Text] / Kolthoff, P. 1962.
- 11 U.S. Patent 5639210. Rotor blade outer tip seal apparatus [Text] / Carpenter, K.D., Wiedemer, J.D., Smith, P.A. 1997.

Отчет о НИР

- 12 Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions [Text] / Scott B. Lattime, Bruce M. Steinets // Paper for the 38th Joint Propulsion Conference / Glenn Research Center. 2002. AIAA20023790.
- 13 Energy efficient engine. High pressure turbine test hardware detailed design report [Text] / Halila, E.E., Lenahen, D.T., Thomas, T.T. // NASA CR167955. 1982.
- 14 JT9D70/59 improved high pressure turbine active clearance control system [Text] / Gaffin, W.O. // NASA CR159661. 1979.

15 Thermal response turbin shroud study [Text] / Kawecki, E.J. // Technical report / Air Force Aero Propulsion laboratory. 1979. AF APLTR792087.

16 B747/JT9D flight loads and their effect on engine running clearances and performance deterioration [Text] / Olsson, W.J., Martin, R.L. // Jet Engine Diagnostic Programs / NASA CR165581. 1982.

17 CF6 jet engine diagnostics program. High pressure turbine roundness/clearance investigation [Text] / Howard, W.D., Fasching, W.A. // NASA CR165581. 1982.

18 CF6 jet engine performance improvement summary [Text] / Fasching, W.A. // Technical report / NASA CR165612.1982.

19 Evaluation of an active clearance control system concept [Text] / Scott B. Lattime, Bruce M. Steinets, Shawn Taylor // Paper for the 41th Joint Propulsion Conference / Glenn Research Center. 2005. AIAA20053989.

20 Тепловые процессы в высокотемпературных аппаратах и конструкциях. Метод и программа расчета систем охлаждения газовых турбин [Текст]: отчет о НИР: ХПИ им. В.И. Ленина; рук. В.М. Капинос, А.Ф. Слитенко; исп. А.Ф. Слитенко [и др.]. Харьков, 1983. 71с.

Статьи из журналов и сборников

22 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. GT200850078.

23 Investigation for the effects of circumferential grooves on the unsteadiness of tip clearance flow to enhance compressor flow instability / Shengfeng Zhao, Xingen Lu, Junqiang Zhu, Hongwu Zhang//ASME Turbo Expo 2010:Power for Land, Sea and Air/2010. GT2010-22652

24 Active core technology within the NEWAC research program for cleaner and more efficient aero engines/ S/ Bock, W/ Horn, G/ Wilfert, J. Sieber // MTU Paper presented at CEAS conference in 2007. No.05 MTU CEAS

25 ERA fast facts [Text] // European Regions Airline Assotiation (ERA). September, 2001.

26 NEWAC Overview [Text] / Joerg Sieber // European Workshop on New Aero Engine Concepts / MTU Aero Engines GmbH. 2010.

27 Proof of Concept of a Mechanical Active Clearance Control System [Text] / Michael Kern// European Workshop on New Aero Engine Concepts / MTU Aero Engines GmbH. 2010.

28 Active Core [Text] / Dr. Stephan Bock// European Engine Technology Workshop / MTU Aero Engines GmbH. 2009.

Учебное издание

П.В. Бондарчук

Д.П. Давыдов

А.Ю. Тисарев

С.В. Фалалеев

**«МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
РАДИАЛЬНЫМИ ЗАЗОРАМИ В КОМПРЕССОРЕ»**

Учебное пособие

Редактор Фалалеев С.В.
Доверстка Бондарчук П.В.

Подписано в печать . Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л.6.

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.