



МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ «САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ  
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЁВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Институт двигателей и энергетических установок

Кафедра конструкции и проектирования  
двигателей летательных аппаратов

24.04.05 «Двигатели летательных аппаратов»  
Магистерская программа «Проектирование авиационных двигателей  
и энергетических установок»

ОТЧЁТ О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ  
3 семестр

подпись

Магистрант группы №2224-240405D \_\_\_\_\_ Магистрант

подпись

Научный руководитель проф., д.т.н. \_\_\_\_\_ Фалалеев С.В.

Дата сдачи \_\_\_\_\_ 21 \_\_\_\_ г.

Оценка \_\_\_\_\_

Самара 2021

---

## Содержание

|                                                                   |    |
|-------------------------------------------------------------------|----|
| Введение.....                                                     | 3  |
| 1. Краткое описание работы, выполненной в этом семестре.....      | 4  |
| 1.1 Актуальность и значимость исследования .....                  | 4  |
| 1.2 Методология и модель исследования:.....                       | 5  |
| 1.2.1 Геометрическая модель и параметризация .....                | 5  |
| 1.2.2 Численное моделирование и процедура сопряжения: .....       | 5  |
| 1.2.3 Верификация модели .....                                    | 6  |
| 1.3 Ключевые результаты и анализ .....                            | 6  |
| 1.3.1 Эволюция структуры потока и классификация:.....             | 6  |
| 1.3.2 Коэффициент теплоотдачи и эффективность охлаждения: .....   | 7  |
| 1.3.3 Радиальная деформация и выигрыш в управлении: .....         | 7  |
| 1.4 Инженерные рекомендации и инновации .....                     | 8  |
| 1.5 Заключение .....                                              | 8  |
| 2. Краткое введение в работу, выполняемую в этом семестре .....   | 10 |
| 2.1 Введение и цели исследования .....                            | 10 |
| 2.2 Четыре оцениваемых метода .....                               | 10 |
| 2.2.1 Встроенные функции распространённого коммерческого ПО ..... | 10 |
| 2.2.2 Метод фиксированной температуры .....                       | 11 |
| 2.2.3 Изотермически-адиабатический метод .....                    | 11 |
| 2.2.4 Сопряжённо-адиабатический метод .....                       | 11 |
| 2.3 Ключевые выводы и физический механизм .....                   | 11 |
| 2.4 Выводы и дальнейшие работы.....                               | 12 |
| 3. Проектируемая структура выпускной квалификационной работы..... | 14 |
| Заключение .....                                                  | 16 |
| Библиографический список.....                                     | 17 |

## Введение

Целью исследовательской работы в данном семестре является обзор теоретических положений, полученных ведущими учёными в области проводимого мной исследования, а также оценка их применимости в рамках моей ВКР.

К отчету прилагается статья по теме ВКР.

## 1. Краткое описание работы, выполненной в этом семестре.

В этом семестре завершил свою работу и опубликовал научную статью в журнале «Динамика и виброакустика». Ниже приведён краткий обзор работы, представленной в этой статье. Название статьи: «Исследование геометрических параметров канавок на внешней поверхности корпуса турбины с целью повышения эффективности управления радиальными зазорами».

Исследование фокусируется на ключевой технологии авиационных газотурбинных двигателей — Системе Активного Управления Радиальными Зазорами, и глубоко изучает механизм влияния конкретной конструктивной особенности — нанесения кольцевой охлаждающей канавки на наружную поверхность корпуса турбины низкого давления — на его тепло-механическое состояние и эффективность управления зазором.

### 1.1 Актуальность и значимость исследования

Радиальный зазор между вершинами рабочих лопаток турбины и статором является критическим параметром, определяющим производительность, эффективность и надежность ГТД. Чрезмерный зазор приводит к паразитным перетечкам газа, значительному снижению КПД турбины и тяги двигателя. Недостаточный зазор грозит контактом ротора и статора, их повреждением и создает угрозу безопасности полета. Значительные изменения термомеханических нагрузок на разных режимах работы двигателя вызывают сложные тепловые расширения и механические деформации ротора и корпуса, делая зазор динамически изменяющейся величиной. Таким образом, развитие технологий активного и адаптивного управления радиальным зазором в реальном времени имеет первостепенное значение для повышения совокупных характеристик современных авиадвигателей.

Традиционные пассивные методы управления обладают ограниченной адаптивностью. Активные системы управления радиальными зазорами (САУРЗ), основанные на интеллектуальных датчиках и приводах, стали передовым направлением решения этой

проблемы. Одна из распространенных схем предполагает отбор охлаждающего воздуха из компрессора и его подачу через трубопроводы и массивы сопел для струйного охлаждения корпуса турбины, используя управляемое тепловое сжатие корпуса для динамической регулировки зазора. Настоящее исследование проводится в рамках данной технологии и направлено на ее дальнейшую оптимизацию путем изучения конкретной геометрической модификации — выполнения кольцевой канавки на наружной поверхности корпуса.

## 1.2 Методология и модель исследования:

В работе применяется высокоточный метод многодисциплинарного компьютерного моделирования, основанный на двустороннем жидкостно-конструктивно-тепловом сопряжении.

### 1.2.1 Геометрическая модель и параметризация

Создана упрощенная модель расчетной области, включающая сектор корпуса турбины, полость охлаждающего воздуха и одиночное сопло. Ключевыми переменными являются глубина и ширина кольцевой канавки. Введен безразмерный параметр  $\gamma = \text{Ширина} / \text{Глубина}$  для характеристики формы канавки. Систематически разработано и проанализировано 15 различных геометрических конфигураций канавки, охватывающих широкий спектр от узких и глубоких до широких и мелких (например: Глубина  $H=0.5, 0.7, 1.0$  мм; Ширина  $S=1.0 - 12.0$  мм;  $\gamma=1 - 12$ ).

### 1.2.2 Численное моделирование и процедура сопряжения:

Гидродинамика и теплопередача: Использован пакет ANSYS CFX с SST-моделью турбулентности. Сетка у стенки построена с учетом требования низкого значения  $y^+$  для точного моделирования сложных процессов струйного импакта, отрыва потока и конвективного теплообмена. Структурно-тепловой анализ: В модуле ANSYS Static Structural на структурную сетку корпуса нагружаются

поля температуры и давления, полученные в CFX, для расчета термических напряжений и деформаций.

Сопряженная итерация: Данные о температуре и деформациях передаются между жидкостной и твердотельной областями через интерфейс FSI, что точно моделирует взаимное влияние потока и конструкции.

### 1.2.3 Верификация модели

Для обеспечения достоверности метода проведено моделирование классического эксперимента Гольдштейна по струйному охлаждению. Сравнение распределения числа Нуссельта, полученного в модели, с эмпирической корреляцией Гольдштейна показало максимальное расхождение всего в 5.16%, что полностью подтверждает корректность выбранных численных моделей, стратегии построения сетки и моделей турбулентности.

## 1.3 Ключевые результаты и анализ

Системное моделирование выявило физические механизмы влияния геометрии канавки на эффективность охлаждения и управления зазором и позволило получить количественные выводы.

### 1.3.1 Эволюция структуры потока и классификация:

Геометрия канавки кардинально меняет структуру потока импактирующей струи, что можно разделить на четыре характерных случая:

Случай 1 (Полный отрыв): При широкой канавке струя полностью отделяется от поверхности корпуса, эффективность охлаждения низкая.

Случай 2 (Отражение, направляемое стенками): В узкой канавке струя полностью отражается под влиянием стенок, не контактируя с внешней поверхностью корпуса.

Случай 3 (Вихрь внутри канавки): При ширине канавки чуть меньше диаметра струи часть потока формирует вихрь внутри канавки, часть воздействует на внешнюю поверхность.

Случай 4 (Крупный вихрь на внешней поверхности): При канавке средней ширины возмущенный поток формирует крупный вихрь на внешней поверхности корпуса. Формирование вихря расходует кинетическую энергию струи, преобразуя ее в тепло, что снижает общий охлаждающий эффект.

#### 1.3.2 Коэффициент теплоотдачи и эффективность охлаждения:

Средний коэффициент конвективной теплоотдачи сильно зависит от формы канавки. Меньшая ширина и меньшая глубина (т.е. меньшее значение  $\gamma$ ), как правило, обеспечивают более высокий средний коэффициент.

Области с высокой плотностью теплового потока в основном сосредоточены на дне канавки напротив сопла и на ее боковых стенках. Слишком узкая канавка приводит к разбрызгиванию части струи за ее пределы, расширяя зону высокого теплосъема, но потенциально снижая общую эффективность.

#### 1.3.3 Радиальная деформация и выигрыш в управлении:

Наиболее важный вывод: Выполнение кольцевой канавки на корпусе турбины позволяет увеличить максимальное радиальное смещение (сжатие) корпуса на 0.5 – 0.6 мм по сравнению с гладкой поверхностью. Это напрямую увеличивает доступный для регулировки диапазон зазора.

Исследование дополнительно показало, что следует избегать формирования крупных вихрей на внешней поверхности корпуса (случаи 3 и 4), так как это снижает выигрыш в регулировке  $\delta$  на 0.05–0.1 мм (т.е. на 10–20%). Наиболее предпочтительным является сценарий «чистого» отражения струи внутри канавки (случаи 1 и 2), который наиболее эффективно использует кинетическую энергию

струи для разрушения теплового пограничного слоя и усиления теплообмена.

#### 1.4 Инженерные рекомендации и инновации

Основываясь на выявленных закономерностях, работа предлагает практические руководства по проектированию для двигателей различной архитектуры:

Для корпусов с одинарной стенкой (характерно для микро-ГТД): Рекомендуется применять относительно широкие и глубокие канавки (например,  $H=1$  мм,  $S=8-12$  мм) для максимизации термического регулирования.

Для корпусов с двойной стенкой (характерно для современных ТРДД большой тяги со связями с наддвигательными втулками): Рекомендуется применение узких и неглубоких канавок (например,  $H=0.5-0.7$  мм,  $S=2.8-4$  мм) в местах расположения силовых связей для локального точного регулирования с обеспечением прочности.

Альтернативные инновационные решения: В случае невозможности фрезеровки канавки из-за ограничений по прочности, предложены креативные альтернативы: установка на корпус упругих кольцевых мембран с возможностью радиального расширения или монтаж отражательных перегородок под охлаждающей трубкой. Эти решения имитируют функцию канавки по управлению потоком, демонстрируя гибкий инженерный подход.

#### 1.5 Заключение

Проведенное исследование с применением высокоточного численного моделирования термо-гидро-механического сопряжения глубоко раскрыло механизм влияния геометрических параметров кольцевой канавки на корпусе турбины на эффективность САУРЗ. Работа не только дает количественный результат — «канавка увеличивает диапазон регулировки в среднем на  $0.5-0.6$  мм», но и, что более важно, устанавливает ключевой принцип проектирования:



«оптимизация формы канавки для избегания вихрей на внешней поверхности и обеспечения эффективного отражения струи». Полученные результаты предоставляют прямую теоретическую основу и практический инструментарий для детального проектирования надежных систем активного управления зазорами двигателей следующего поколения, иллюстрируя полный инновационный цикл от изучения фундаментальных механизмов течения до предложения инженерных решений.

## 2. Краткое введение в работу, выполняемую в этом семестре

### 2.1 Введение и цели исследования

Для повышения точности проектирования систем активного управления зазорами в авиационных двигателях ключевым является точный прогноз термической деформации корпуса при струйном охлаждении. Данное исследование направлено на решение критически важного этапа моделирования: как достоверно определить коэффициент конвективного теплообмена ( $\alpha$ ) из результатов CFD. Традиционный метод (с фиксированной температурой) страдает от произвольности в выборе опорной температуры, в то время как более совершенные методы (изотермическо-адиабатический, сопряженно-адиабатический) не были системно оценены в контексте сложной геометрии корпуса турбины. Цели исследования:

- 1) Систематически сравнить физические основы и результаты расчетов четырех методов определения  $\alpha$ .
- 2) Выявить различия между методами в прогнозировании итогового смещения корпуса.
- 3) Разработать руководство по выбору метода, пригодное для высокоточного проектирования.

### 2.2 Четыре оцениваемых метода

#### 2.2.1 Встроенные функции распространённого коммерческого ПО

Коммерческое программное обеспечение для моделирования обычно включает встроенные методы для расчета коэффициентов теплопередачи. Например, Ansys CFX вычисляет коэффициент теплопередачи путем расчета теплопередачи между соседними пограничными слоями. Однако широкое использование модели SST в аэрокосмической отрасли и в авиационных двигателях требует поддержания низкого значения  $y^+$ , что означает, что соседние пограничные слои находятся очень близко, что приводит к расхождению коэффициентов теплопередачи.

### 2.2.2 Метод фиксированной температуры

В сопряженном теплообмене для получения коэффициента теплопередачи необходимо искусственно ввести фиксированную температуру в качестве эталона. Это означает, что для моделирования и имитации одного и того же физического процесса полученные коэффициенты теплопередачи не являются универсальными при различных значениях фиксированной температуры. Отсутствие единого стандарта значительно снижает эффективность коэффициентов теплопередачи в практических промышленных приложениях.

### 2.2.3 Изотермически-адиабатический метод

Разделение переменных через два чисто жидкостных расчета.  $T_{adia}$  (адиабатическая температура стенки) определяется из адиабатического расчета и представляет собой inherent energy characteristic потока, устраняя произвольность выбора опорной температуры.

### 2.2.4 Сопряжённно-адиабатический метод

Комбинация сопряженного теплового расчета (для получения реальной температуры стенки  $T_{wall\_CHT}$  и теплового потока  $q_{CHT}$ ) и одного адиабатического расчета (для получения  $T_{adia}$ ). У этого метода полная самосогласованность.  $T_{wall\_CHT}$  - естественно рассчитанная реальная температура стенки, а не заданный параметр, поэтому определяемый  $\alpha$  наиболее точно соответствует текущему физическому состоянию.

## 2.3 Ключевые выводы и физический механизм

Метод фиксированной температуры ненадежен. Его погрешность не случайна, а является систематическим смещением, вызванным ошибочным физическим предположением (использование  $T_{jet}$  в качестве движущей температуры).

Глубокое понимание изотермическо-адиабатического метода: он успешно устраняет произвольность выбора опорной температуры, что является значительным прогрессом. Однако исследование показало, что его результаты все еще зависят от задаваемого  $T_{ref}$ . Это связано с зависимостью свойств жидкости (вязкость, теплопроводность) от температуры, из-за чего  $\alpha$  сам по себе обладает температурной зависимостью. Ключевое открытие: Только когда  $T_{ref}$  близка к реальной температуре стенки, значение  $\alpha$ , полученное изотермическо-адиабатическим методом, хорошо согласуется с результатом сопряженно-адиабатического метода. Это раскрывает условие применимости данного метода.

Сопряженно-адиабатический метод как стандарт: данный метод не требует ручного задания температуры стенки или опорной температуры, обеспечивая самосогласованное определение  $T_{wall}$  и  $T_{adia}$  через связанное решение. Он естественным образом получит "эффект выравнивания температуры" из-за теплопроводности внутри твердого тела, что не может быть описано чисто жидкостными методами. Следовательно, предсказанная им мода деформации корпуса (например, овализация) является более физически достоверной. Правильная движущая разность температур - это  $(T_{wall} - T_{adia})$ , а не  $(T_{wall} - T_{jet})$ .  $\alpha$  не является абсолютной константой; его зависимость от температуры - реальный физический феномен (в основном вызванный зависимостью свойств), и сопряженно-адиабатический метод учитывает этот факт.

## 2.4 Выводы и дальнейшие работы

Традиционный метод фиксированной температуры не должен использоваться для высокоточного анализа из-за ошибочных физических предпосылок.

Изотермическо-адиабатический метод представляет собой значительное улучшение, но следует учитывать, что получаемый  $\alpha$  соответствует конкретному заданному температурному состоянию.

Сопряженно-адиабатический метод является в настоящее время наиболее полным с физической точки зрения и наиболее рекомендуемым эталонным методом, особенно для заключительных этапов проектирования и верификации, где требуется высокая точность.

Дальнейшие работы:

- 1) Завершить сравнительное моделирование на реальной сложной конструкции корпуса (в процессе).
- 2) Использовать определенные сопряженно-адиабатическим методом  $\alpha$  и температурные поля в качестве нагрузок для проведения высокодостоверного связанного тепло-напряженно-деформационного анализа корпуса, замкнув цикл проектирования системы активного управления зазорами.
- 3) Написать статью для высокорейтингового журнала на основе полученных результатов исследований.

### 3. Проектируемая структура выпускной квалификационной работы

В рамках проекта ВКР планируется последовательное написание следующих разделов.

#### 3.1 Обзор литературы и анализ существующих исследований в России и за рубежом

В данном разделе основное внимание будет уделено освещению предпосылок развития и анализу осуществимости системы активного регулирования зазоров (САУРЗ) в авиационных двигателях. Конкретно будет представлен обзор, во-первых, самой концепции системы активного регулирования зазоров и, во-вторых, теоретической базы, лежащей в ее основе. Будет обобщено современное состояние разработок в данной области в мировом масштабе. Это позволит выявить перспективные и значимые направления исследований в области САУРЗ, что послужит обоснованием актуальности собственного исследования.

#### 3.2 Исследование взаимосвязи ключевых параметров охлаждаемого продувкой корпуса

В данном разделе будет подробно исследовано влияние ключевых параметров основного компонента САУРЗ — «охлаждаемого продувкой корпуса турбины» — на эффективность охлаждения. С помощью высокоточного моделирования методом гидроупругого анализа (FSI) будут установлены закономерности между регулированием турбинных зазоров и различными параметрами (включая геометрические, конструктивные и др.) как самого корпуса турбины, так и его продувочной конструкции.

#### 3.3 Определение унифицированного коэффициента теплопередачи методом изотермическо-адиабатического расчёта (двойной метод)

Разработка унифицированного стандарта для определения коэффициента теплопередачи призвана решить ключевую проблему численного моделирования: как достоверно извлекать коэффициент

конвективной теплоотдачи ( $\alpha$ ) из результатов CFD-расчётов. Традиционный метод (с фиксированной температурой) страдает от произвольности в выборе опорной температуры, в то время как более совершенные методы (изотермическо-адиабатический, сопряжённо-адиабатический) ещё не прошли систематической оценки в сложных условиях корпуса турбины. Целью данного исследования является систематическое сравнение физических основ и результатов расчётов четырёх методов извлечения  $\alpha$ , выявление различий между этими методами в прогнозировании конечного смещения корпуса и формулировка руководства по выбору методики, пригодного для задач высокоточного проектирования.

#### 3.4 Моделирование радиальных зазоров в лопаточном аппарате двигателя и анализ закономерностей их изменения и регулирования

В данном разделе будут рассмотрены различные конфигурации системы активного регулирования радиальных зазоров авиационного двигателя. Будет проведено сравнительное исследование с использованием различных конструктивных решений корпуса (включая элементы конструкции, такие как теплоизолирующие экраны и рёбра жёсткости) для анализа их влияния на регулирование радиальных зазоров. Исследование охватит аспекты влияния на механическую структуру и интенсификацию теплообмена. Кроме того, в рамках численного моделирования будет осуществлён переход от стационарного анализа к нестационарному (переходному) с целью изучения закономерностей изменения зазоров и эффективности их контроля на всём рабочем цикле двигателя, включая различные режимы, в частности, в условиях его разгона.

#### 3.5 Заключение

## Заключение

В третьем семестре мы протестировали систему управления зазором и проанализировали ее охлаждающий эффект и результаты моделирования управления зазором с использованием анализа тепловых взаимодействий жидкости и программного обеспечения ANSYS CFX. Соответствующие результаты были обобщены и опубликованы.



## Библиографический список

- [1] Lattime S., Steinetz B. High-Pressure-Turbine Clearance Control Systems: Current Practices and Future Directions//Journal of Propulsion and Power, March 2004. DOI: 10.2514/1.9255.
- [2] Olsson W.J., Martin R.L. B747/JT9D flight loads and their effect on engine running clearances and performance deterioration[R]. NASA CR-165573, 1982.
- [3] Melcher K.J., Kypuros J.A. Toward a fast-response active turbine tip clearance control[C]. ISABE 2003-1102, 2003.
- [4] Kim Y.W., Downs J.P., Soechting F.O., et al. A summary of the cooled turbine blade tip heat transfer and film effectiveness investigations performed by Dr. D.E. Metzger[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 1-11.
- [5] Kim Y.W., Metzger D. Heat transfer and effectiveness on film cooled turbine blade tip models[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117:12-21.
- [6] Kypuros J.A., Melcher K.J. A reduced model for prediction of thermal and rotational effects on turbine tip clearance[C]. NASA/TM-2003-212226, 2003.
- [7] Wang Zhihao. Numerical calculation and analysis of high-pressure turbine tip clearance [Master's degree thesis]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [8] Yang Xiao-guang, Huang Jia. Rapid analysis method of turbine tip clearance using improved reduced model[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 2048-2055.
- [9] Al-aqal Osama M.A. Heat transfer distributions on the walls of a narrow channel with jet impingement and cross flow[D]. Pittsburgh: University of Pittsburgh, 1999.
- [10] Florschuetz L.W., Truman C., Metzger D.E. Streamwise flow and heat transfer distributions for jet array impingement with crossflow[J]. Journal of Heat Transfer, 1981, 103 (2): 337–342.
- [11] Florschuetz L.W., Isoda Y. Flow distribution and discharge coefficient for jet array impingement with initial crossflow[J]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(3): 296-303.

- [12] Jambunathan K., Lai E., Moss M.A., et al. A review of heat transfer data for single circular jet impingement [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1992, 13(2): 106-115.
- [13] Chambers A.C., Gillespie R.H. The effect of initial crossflow on the cooling performance of a narrow impingement channel[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 358-365.
- [14] Xu Quanhong, Lin Yuzhen, Liu Gaoen. Study on local heat transfer characteristics of single hole impact in closed space[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 341-343.
- [15] Mao Junkui, Liu Zhenxiong, Guo Wen, et al. Experimental study on flow field structure of small-pitch single hole impacting convex target plate[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1598-1603.
- [16] Goodro M., Park J., Ligrani P.M., et al. Effects of Mach number and Reynolds number on jet array impingement heat transfer[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2007, 50(1): 367-380.
- [17] Park J., Goodro M., Ligrani P.M., et al. Separate effects of Mach number and Reynolds number on jet array impingement heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 269-280.
- [18] Goodro M., Park J., Ligrani P.M., et al. Mach number, Reynolds number, jet spacing variations: Full array of impinging jets[J]. Journal of Thermal-Physics and Heat Transfer, 2010, 24(1):133-144.
- [19] He P., Wang S. Research on blade tip clearance control technology of cold blown casing engine [текст]: Harbin. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, 2022, pp. 66-73.
- [20] Гилева Л.В., Аксенов А.А., Кожухов Ю.В., Петров А.Ю. Исследование влияния пристеночного параметра  $y^+$  на результаты численного моделирования конфузорного течения во входном устройстве центробежного компрессора // Вестник Международной академии холода. 2020. № 1. С. 27–33.
- [21] Горелов Ю.Г., Строкач Е.А. Анализ закономерностей расчета коэффициента теплоотдачи от газа на входных кромках сопловых лопаток

турбин высокого давления // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 80-85.

[22] Данилишин А. М., Кожухов Ю. В., Гилева Л. В., Лебедев А. А. Верификация CFD-расчета на суперкомпьютере среднерасходных модельных ступеней // Суперкомпьютерные дни в России: тр. Междунар. конф. Москва: Изд-во МГУ, 2016. С. 816–828.

[23] Help. ANSYS CFD-Pre User's Guide

[24] Help. ANSYS CFD-Post User's Guide

[25] Бадыков Р.Р., Бенедюк М.А., Виноградов А.С., Юртаев А.А. Расчёт радиальных зазоров в турбокомпрессорах ГТД [Текст]: практикум – Самара: Издательство Самарского университета, 2023. – 101 с.

[26] Wei J., Wen M., Yang H., et al. Modeling of turbojet engines based on three-dimensional fluid-thermal-structural coupling method [J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40 (2): 20230232.

[27] Goldstein R.J., Behbahani A.I., 1982, "Impingement of a circular jet with and without cross flow" International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 25, No. 9, pp. 1377-1382.

[28] Goldstein R.J., Behbahani A.I., 1986, "Streamwise distribution of the recovery factor and the local heat transfer coefficient to an impinging circular air jet," International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 29, No. 8, pp. 1227-1235.

[29] Goldstein R.J., Franchett M.E., 1988, "Heat transfer from a flat surface to an oblique impinging jet" Journal of Heat Transfer Transactions of the ASME, Vol. 110, pp. 84-90.

[30] Matt Goodro, Jongmyung Park, Phil Ligrani, Mike Fox, Hee-Koo Moon Effects of Mach number and Reynolds number on jet array impingement heat transfer // International Journal of Heat and Mass Transfer Vol. 50 (2007) 367–380

[31] Jongmyung Park, Matt Goodro, Phil Ligrani, Mike Fox, Hee-Koo Moon Separate Effects of Mach Number and Reynolds Number on Jet Array Impingement Heat Transfer // Journal of Turbomachinery Transactions of the ASME Vol.129 (2007) 269–280

- [32] Щербаков М.А. Определение коэффициентов теплоотдачи при моделировании задач в ANSYS CFX // Авиационно-космическая техника и технология 2011. Т. 84. № 7. С. 165-169.
- [33] A. Bhandarkar, M. Dharavath, M.S.R. Chandra Murty, P. Manna, D. Chakraborty A novel CFD method to estimate heat transfer coefficient for high-speed flows // Defence Science Journal, Vol. 66, No. 3, May 2016, pp. 203-209, DOI: 10.14429/dsj.66.8873.
- [34] ZHANG Yang, MAO Jun-kui, LIU Yuan-jian, LI Rui, LIU Zhao-ying Numerical study of suspending tube heat transfer unit for a blade tip clearance control system // Propulsion Technology Vol. 40, No. 2, 2019. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180074.
- [35] ZHANG Jing-shan, MAO Jun-kui, LI Yi, LU Hai-ying Experiment on heat transfer characteristics inside the casing of high-pressure turbine with active clearance control // Journal of Aerospace Power Vol. 29, No. 2, Feb. 2014. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.02.008.
- [36] XU Yi-jun, MAO Jun-kui, WANG Peng-fei, ZENG Jun Experiment on active clearance control system of high-pressure turbine case with thermal deformation control // Journal of Aerospace Power Vol. 31, No. 7, Jul. 2016. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2016.07.007.
- [37] WANG Pengfei, ZENG Jun, LI Tianlu, GUO Wen, ZHANG Jingzhou, YANG Shangfeng Test on heat transfer characteristics of high-pressure turbine casing with active clearance control system // Journal of Aerospace Power Vol. 33, No. 1, Jan. 2018. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2018.01.020.
- [38] DAI Xiong, GUAN Yupu, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, LIU Lulu Multi-objective optimization method for high pressure turbine casing based on thermal-structure coupling analysis // Journal of Aerospace Power Vol. 32, No. 8, Jan. 2017. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2017.08.024.

## СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ И КОНФЕРЕНЦИЙ

- [1] Фэн Ц., Фалалеев С.В., Юртаев А.А. Исследование влияния канавки на наружной поверхности корпуса турбины на эффективность управления радиальными зазорами // Международная научно-техническая конференция имени Н.Д. Кузнецова «Перспективы развития двигателестроения». — 2025. — С. 37-40
- [2] Фэн Ц. Исследование геометрических параметров канавок на внешней поверхности корпуса турбины с целью повышения эффективности управления радиальными зазорами // Фэн Ц., Фалалеев С.В., Юртаев А.А., Цзинь Ю. // Динамика и виброакустика. –2025. –Т.12, №4. –С.хх–хх. DOI:xxxxxxxxxx

## Исследование влияния геометрических параметров канавки на наружной поверхности корпуса турбины на эффективность управления радиальными зазорами

**Цзини Фэн**

студент института двигателей и энергетических установок  
Самарский национальный исследовательский университет имени  
академика С. П. Королева, г. Самара;  
email: [jingyifng@gmail.com](mailto:jingyifng@gmail.com)

**С. В. Фалалеев**

доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой  
конструкции и проектирования двигателей летательных  
аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет имени  
академика С. П. Королева, г. Самара;  
email: [falaleev.sv@ssau.ru](mailto:falaleev.sv@ssau.ru)

**А. А. Юртаев**

ассистент кафедры конструкции и проектирования двигателей  
летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет имени  
академика С. П. Королева, г. Самара;  
email: [yurtaev.aa@ssau.ru](mailto:yurtaev.aa@ssau.ru)

**Юйцин Цзинь**

студент института двигателей и энергетических установок  
Самарский национальный исследовательский университет имени  
академика С. П. Королева, г. Самара;  
email: [yuqingj816@icloud.com](mailto:yuqingj816@icloud.com)

*Проведён анализ эффективности системы активного управления радиальными зазорами турбины низкого давления авиационного газотурбинного двигателя при наличии кольцевой канавки на наружной поверхности корпуса. С использованием расчёта FSI оценивается интенсивность охлаждения и диапазон регулирования радиального зазора. Результаты показывают, что струйное охлаждение корпуса, имеющего кольцевую канавку, усиливает охлаждающий эффект и позволяет обеспечить уменьшение радиального зазора в турбине на величину 0,5...0,6 мм. Выбор рациональной геометрии канавки может улучшить этот эффект на 10...20%. На основании полученных расчётных результатов предлагается ряд конструктивных мероприятий для системы активного управления радиальными зазорами в турбине с одинарной и двойной стенкой.*

**Ключевые слова:** авиационный газотурбинный двигатель; система активного управления радиальными зазорами; эффективность охлаждения статора

**Цитирование:** (заполняется редакцией)

---

### Введение

В газотурбинных двигателях необходимо обеспечивать минимально возможные радиальные зазоры между торцами лопаток турбины и статором. Увеличенный радиальный зазор приводит к паразитным перетечкам газа, снижая эффективность турбины. При малой величине зазора лопатка турбины может касаться внутренней поверхности корпуса турбины, что приведёт к их истиранию, увеличенному зазору при работе на других режимах полётного цикла и сокращению срока службы двигателя. Различные режимы работы двигателя, в том числе нестационарные, оказывают существенное влияние на величину радиального зазора в турбине. Поэтому применение системы активного управления радиальными зазорами (САУРЗ) является важным направлением для повышения эффективности двигателя. Как показано на рисунке 1,

система терморегулирования радиального зазора турбины низкого давления (ТНД) может быть реализована путём отбора воздуха из вентилятора или ступени компрессора, который, проходя через коллектор и смонтированные над корпусом турбины трубки, охлаждает корпус струйками воздуха.

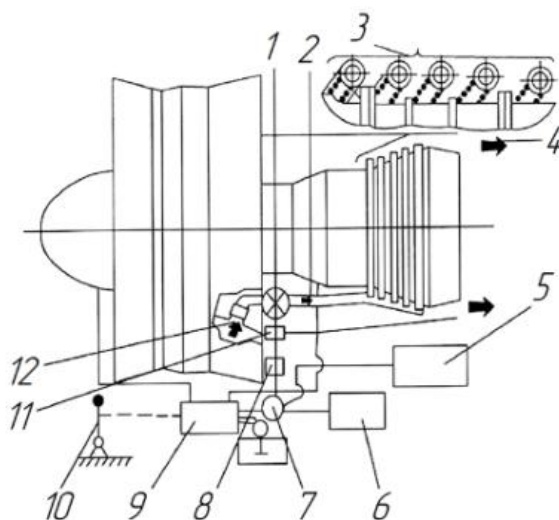


Рисунок 1 – Схема системы обдува статора турбины низкого давления двигателя CF6:

1 – клапан, 2 – трубопровод, 3 – система струйного охлаждения, 4 – выход воздуха после струйного охлаждения, 5 – ограничитель высоты включения, 6 – ограничитель частоты вращения ротора, 7 – интегратор, 8 – усилитель, 9 – топливный регулятор, 10 – рычаг управления двигателем, 11 – привод клапана, 12 – забор воздуха из наружного контура

Большинство научных исследований по САУРЗ направлено на улучшение эффекта теплообмена между струйками воздуха и корпусом турбины, а также на обеспечение точности регулирования величины радиального зазора. Имеется ряд публикаций с результатами численного моделирования и натурных экспериментов САУРЗ с различными формами корпуса и конструкций трубок струйного охлаждения.

Lattime и др. [1] показали, что изменение радиального зазора вызвано смещением и деформацией корпуса, диска и лопаток турбины, вызванными различными нагрузками, действующими на корпус и ротор турбины. Olsson и Martin [2] проанализировали изменение зазора турбины высокого давления двигателя JT9D и пришли к выводу, что наиболее очевидным является осесимметричное изменение зазора, вызванное центробежной силой и влиянием температуры и давления. Melcher [3], Kim [4-5] и Курирос [6] предложили одномерную модель оценки температуры и радиального смещения для корпуса, лопаток и дисков турбины. Wang [7] применил параметрическое моделирование для анализа зазора, используя метод FSI, что значительно повысило эффективность расчётов. Yang и др. [8] улучшили одномерную модель прогнозирования зазора турбины, разработанную Melcher и Курирос [3]. Результаты исследований показали, что деформация корпуса в основном вызвана тепловой деформацией, которая составляет 95% от общей деформации. Поскольку корпус тоньше диска, тепловой отклик корпуса происходит быстрее.

Также были проведены многочисленные исследования характеристик теплопередачи корпусов турбин при струйном охлаждении. Al-aqal Osama [9] получил экспериментальные результаты воздействия струи воздуха на гладкую плоскость. Поле потока состоит из зоны свободной струи, зоны торможения и зоны отражённой струи от поверхности. Исследователи [10–15] получили влияние числа Рейнольдса на величину коэффициента теплоотдачи при ударе одиночной струи о поверхность. Goodro, Park и др. [16–18] впервые провели подробное исследование влияния числа Рейнольдса (11100...59700) и числа Маха (0,21...0,60) на число Нуссельта при воздействии струи на

плоскую пластину и предложили эмпирическую зависимость для числа Нуссельта на основе экспериментальных данных.

В работе [19] продемонстрировано влияние наличия кольцевой канавки на корпусе турбины на эффективность теплообмена. Однако не было исследовано влияние геометрических параметров канавки на изменение радиального зазора. Поэтому целью исследований, проведённых в данной статье, является проведение термомеханического расчёта с использованием моделей высокого уровня, а также оценка влияния геометрических параметров кольцевой канавки на тепловое состояние корпуса и величину радиального зазора в турбине авиационного двигателя.

### **Модель взаимодействия воздушного охлаждающего потока и конструкции статора турбины**

Геометрическая модель расчётной области модельного корпуса турбины представляет собой угловой сектор величиной  $0,77^\circ$  и содержит корпус, воздушную полость и трубку с одним отверстием для выхода воздуха. Заданы условия периодической симметрии в окружном направлении, так как в конструкции трубки выполнено всего 470 отверстий. Осовой размер расчётной области составляет 100 мм. Величина зазора между корпусом и трубками составляет 1,92 мм. На внешней поверхности корпуса турбины непосредственно под отверстиями создана кольцевая канавка.

При глубине канавки  $H$  и её ширине  $S$  в качестве переменных определяется безразмерный размер  $\gamma = S/H$ .

В таблице 1 приведены исследуемые варианты геометрических параметров канавки на корпусе турбины.

Толщина модельного корпуса составляет 2 мм. В качестве материала корпуса турбины выбран жаропрочный сплав на основе никеля Inconel 718. Рабочее тело – воздух с температурой 400 К.

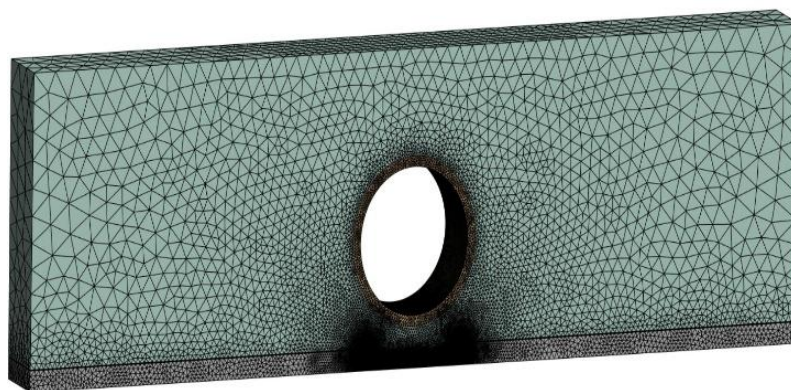
Таблица 1 – Геометрические параметры канавки

| Номер варианта | Глубина, мм | Ширина, мм | $\gamma$ |
|----------------|-------------|------------|----------|
| 1              | 0,50        | 1,00       | 2        |
| 2              | 0,50        | 2,00       | 4        |
| 3              | 0,50        | 4,00       | 8        |
| 4              | 0,50        | 6,00       | 12       |
| 5              | 0,70        | 1,05       | 1,5      |
| 6              | 0,70        | 1,40       | 2        |
| 7              | 0,70        | 2,80       | 4        |
| 8              | 0,70        | 5,60       | 8        |
| 9              | 0,70        | 8,40       | 12       |
| 10             | 1,00        | 1,00       | 1        |
| 11             | 1,00        | 1,50       | 1,5      |
| 12             | 1,00        | 2,00       | 2        |
| 13             | 1,00        | 4,00       | 4        |
| 14             | 1,00        | 8,00       | 8        |
| 15             | 1,00        | 12,00      | 12       |

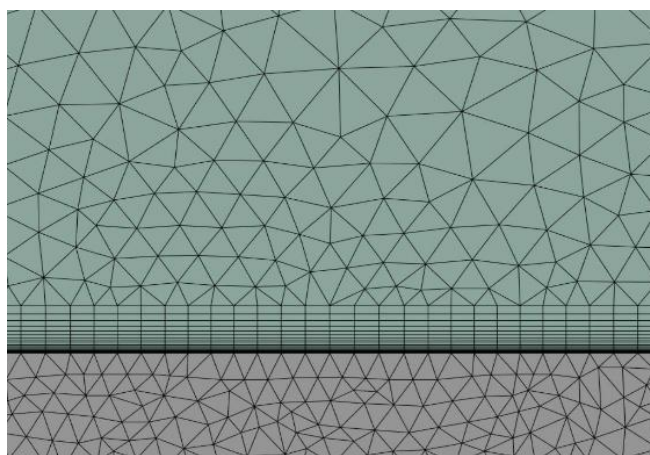
Для моделирования теплового воздействия воздуха на конструкцию статора турбины используются ANSYS CFX и ANSYS Statistic Structural. Неструктурированное построение



сетки было выполнено в геометрической области, включающей воздушную область и корпус турбины (рисунок 2). Построение сетки в пограничном слое проводилось с учётом интерфейса сопряжения воздуха и твёрдого тела. Принята модель турбулентности shear stress transport (SST), а расчётная модель соответствует требованию низкого значения  $y^+$  модели турбулентности SST [20–22]. Сетка около отверстия для струи сгущена. Модель в ANSYS Meshing имеет более 6,000,000 элементов. Применяется технология взаимодействия жидкости и конструкции FSI [23–24].



*а*



*б*

Рисунок 2 – Сетка расчётной области и пограничного слоя  
*а* – общий вид сетки расчётной области  
*б* – сетка пограничного слоя

В качестве граничного условия задается массовый расход воздуха на входе в отверстие трубки. На выходе воздуха из рассматриваемой области установлено граничное условие «opening» [25]. Внутреннюю поверхность модельного корпуса турбины омывает газ с коэффициентом конвективной теплоотдачи  $600 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$  и температурой  $800 \text{ К}$ . Для каждой поверхности сопряжения «воздух-твёрдое тело», учитывая требования моделирования сопряженного теплообмена, задаётся непрерывность теплового потока между каждой поверхностью сопряжения. Моделирование сопряженного теплообмена выполняется с помощью пакета CFX для получения данных о значениях температур и скоростей воздушного потока.

Для моделирования теплового состояния конструкции используется ANSYS Mesh для создания неструктурированной сетки корпуса турбины. Расчёты методом конечных элементов (КЭ) выполнялись с использованием решателя Mechanical APDL [26]. Данные о распределении температур тела и давлениях воздуха, полученные в результате расчёта

CFX, импортируются в модель Statistic Structural, в которой рассчитывается величина изменения радиального зазора.

Для проверки правильности результатов расчёта можно воспроизвести моделирование классического экспериментального случая Goldstein R. струйного охлаждения (рисунок 3) [27–29]. В нашем исследовании используются такие же метод моделирования, модель турбулентности (SST) и метод неструктурированного разделения сетки.

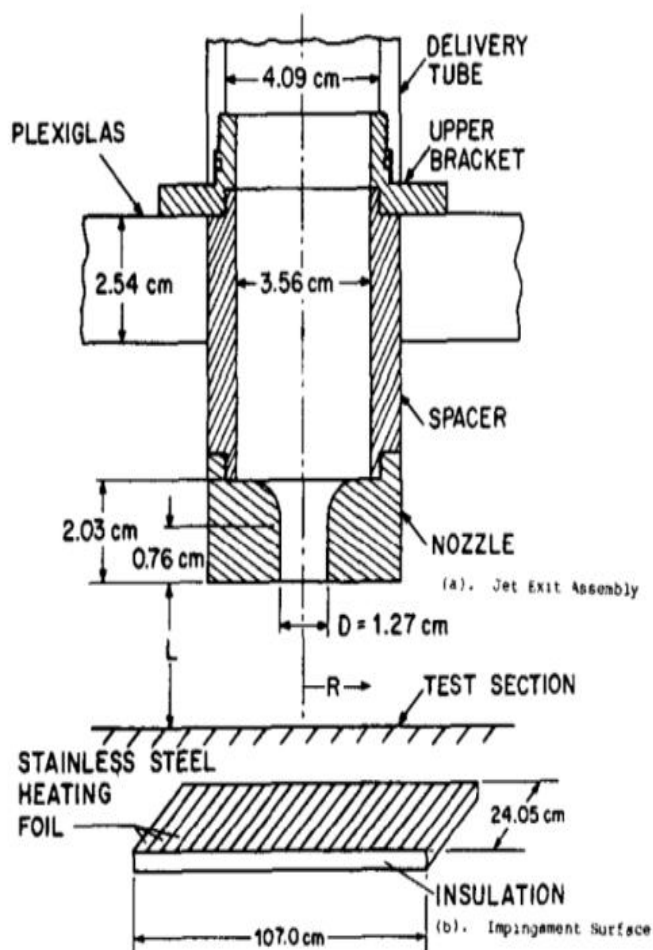


Рисунок 3 – Схема экспериментальной установки Гольдштейна

Чтобы исключить влияние параметров входящего потока и физических параметров, Голдштейн использовал безразмерное число Нуссельта для характеристики эффекта теплопередачи ( $L/D \geq 6$ ,  $0,5 \leq R/D \leq 32$ ):

$$\frac{\overline{Nu}}{Re^{0,76}} = \frac{1}{B + C \left(\frac{R}{D}\right)^n} \left( A - \left| \frac{L}{D} - 7,75 \right| \right), \quad (1)$$

где  $A = 24$ ,  $B = 533$ ,  $C = 44$ ,  $n = 1,285$ ,  $L$  – расстояние между выходным сечением отверстия и поверхностью пластины,  $D$  – диаметр отверстия,  $R$  – расстояние от центра отверстия.

Полученные результаты расчётного моделирования сравнивались с формулой корреляции, предложенной Goldstein R. на основе обработки экспериментальных результатов (рисунок 4) [30–31]. Максимальное расхождение результатов составляет 5,16%.

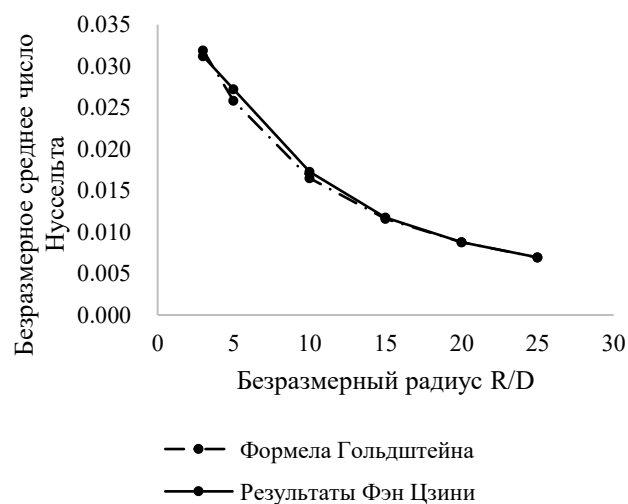


Рисунок 4 – Сравнение результатов моделирования с эмпирической зависимостью Гольдштейна

### Анализ результатов моделирования

В случае натекания охлаждающего воздуха на поверхность корпуса поток воздуха тормозится и меняет направление, тем самым сильно охлаждая корпус. В окружном направлении между равномерно распределёнными отверстиями формируются вертикальные потоки. Это обеспечивает периодичность и незначительную неравномерность охлаждения корпуса, которая зависит от расстояния между отверстиями. При наличии кольцевой канавки меняется картина отражения потока от поверхности. Анализируя результаты моделирования при различной геометрии канавки, можно выделить четыре случая (рисунки 5 и 6).

**Случай 1.** Варианты 4, 7, 8, 9, 14 и 15 с канавкой большой ширины (безразмерный параметр  $\gamma \geq 4$ ). Поток воздуха полностью отделяется от корпуса (рисунок 5). В этом случае охлаждается не вся поверхность рассматриваемого сектора.

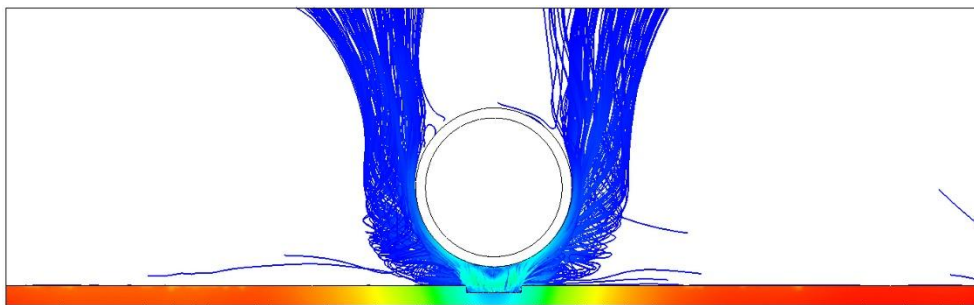


Рисунок 5 – Полное отделение потока воздуха от корпуса (№8, случай 1)

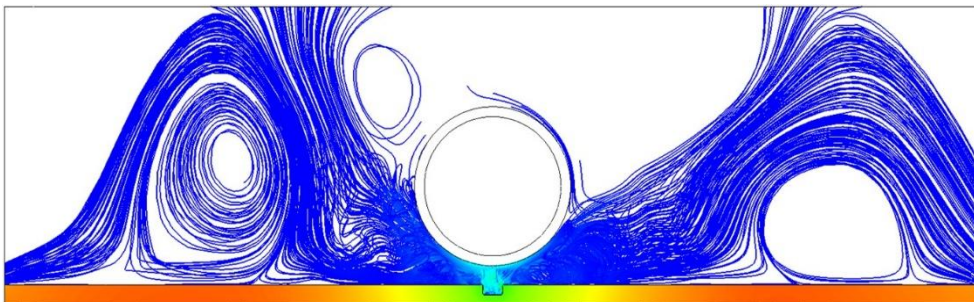


Рисунок 6 – Создание вихря воздушного потока на внешней поверхности корпуса (№12, случай 4)

**Случай 2.** Анализ результатов расчётов для вариантов 2, 3, 6 и 10 показывает, что хотя величина параметра  $\gamma$  невелика, а канавка узкая, поток воздуха подвергается влиянию стенки канавки и полностью отражается от корпуса турбины.

**Случай 3.** Результаты расчётов для вариантов 1 и 5 показывают, что при ширине канавки меньше диаметра струи (например,  $\gamma$  меньше 2) часть потока отражается от дна канавки, а другая часть от поверхности корпуса вне канавки. Обе части потока совместно образуют большой вихрь.

**Случай 4.** Анализ результатов расчётов для вариантов 11, 12 и 13 (промежуточный вариант между 2 и 3 случаями,  $2 \leq \gamma < 4$ ) показал, что поток воздуха подвергается влиянию стенок канавки, но в самой канавке вихрь не образуется. В этом случае на внешней поверхности корпуса турбины образуется большой вихрь (рисунок 6). Как известно, при образовании вихрей часть кинетической энергии струи переходит в тепловую энергию.

При определении коэффициента теплоотдачи  $\alpha$  от наружной поверхности корпуса турбины референтная температура составляет  $T_{ref} = 200\text{K}$  [32-33]:

$$\alpha = \frac{q}{T_{wall} - T_{ref}}, \quad (2)$$

где  $H$  – температура наружной поверхности корпуса турбины,  $q$  – тепловой поток наружной поверхности корпуса турбины.

Результаты моделирования показывают, что усреднённое значение коэффициента теплоотдачи по площади рассматриваемого сектора корпуса турбины связано с геометрической формой канавки. Чем меньше ширина канавки  $S$  (меньшее значение параметра  $\gamma$ ) и глубина  $H$ , тем больше коэффициент теплоотдачи (рисунки 7 и 8).

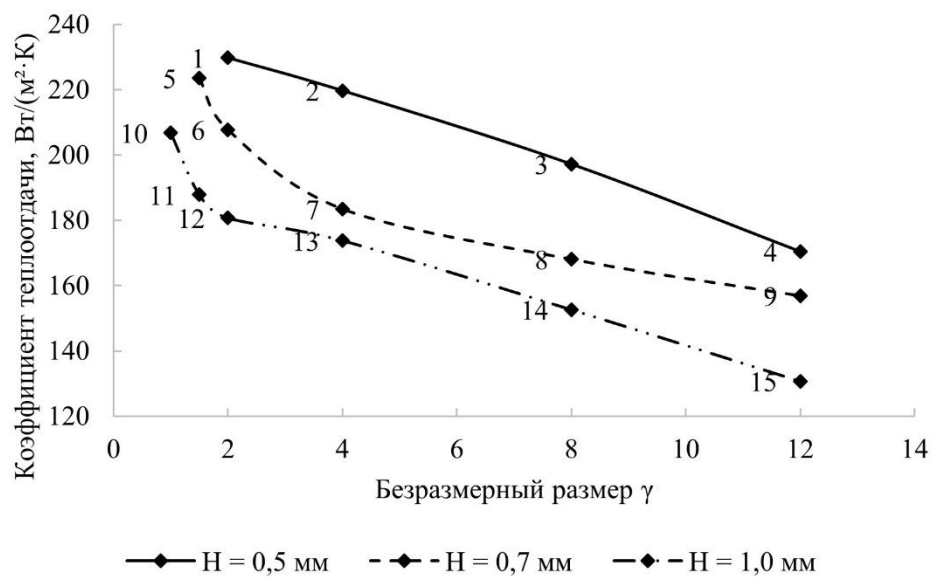


Рисунок 7 – Зависимость среднего коэффициента теплоотдачи наружной поверхности корпуса турбины от безразмерного размера канавки

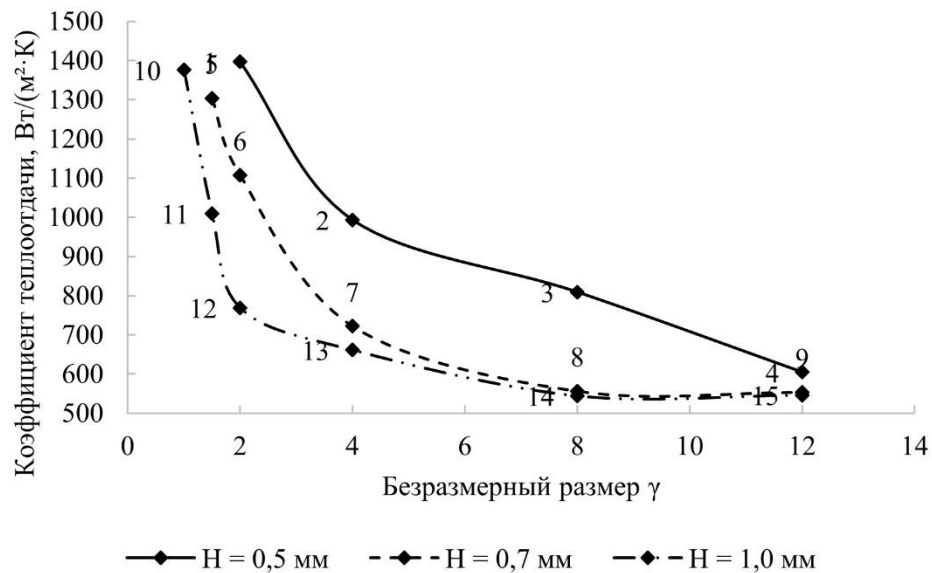


Рисунок 8 – Зависимость максимального коэффициента теплоотдачи наружной поверхности корпуса турбины от безразмерного размера канавки

Анализ распределения величины коэффициента конвективной теплоотдачи по площади корпуса показал, что область с высоким коэффициентом теплоотдачи в основном находится на дне канавки напротив отверстия и на стенках по обе стороны канавки (рисунок 9). Если канавка слишком узкая (случай 3), часть струи попадает на корпус вне канавки, что приводит к расширению области с высоким коэффициентом теплоотдачи. Величина среднего коэффициента теплопередачи продолжает уменьшаться с увеличением ширины канавки. При этом область с высоким значением коэффициента продолжает сужаться и наконец находится только на дне канавки. Увеличивается также доля площади дна канавки, затронутой струёй (рисунок 10).

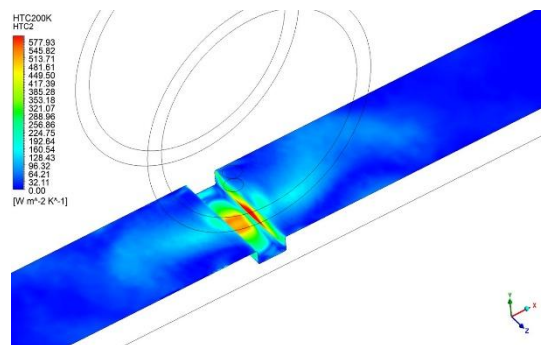


Рисунок 9 – Распределение коэффициента конвективной теплоотдачи для варианта №12

Эффект теплоотдачи можно оценить по изменениям распределения температуры и радиального размера корпуса турбины.

При обдуве корпуса турбины кинетическая энергия свободной струи преобразуется в трёх направлениях: вязкое рассеивание, генерация вихрей на поверхности и кинетическая энергия отражённой струи. При конвективном охлаждении вязкое рассеивание генерирует тепло. Воздух, воздействующий на охлаждаемую область, разрушает пограничный слой и улучшает теплоотдачу.

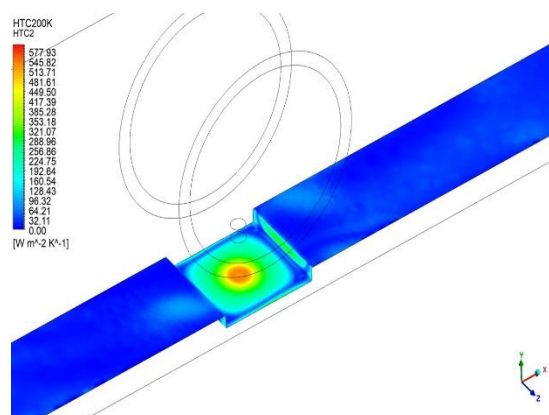


Рисунок 10 – Распределение коэффициента конвективной теплоотдачи для варианта №14

Анализ теплового состояния корпуса показывает, что, когда струя полностью отражается от внешней поверхности корпуса (не образуется большой вихрь), температура внешней поверхности всего рассматриваемого сектора значительно уменьшается. Для образования большого вихря (рисунок 6) затрачивается часть кинетической энергии и в итоге корпус интенсивно охлаждается только в зоне отражения струи воздуха. Распределение температуры явно связано с генерацией вихрей на внешней поверхности и отсутствием отрыва потока вдоль поверхности корпуса (рисунок 11).

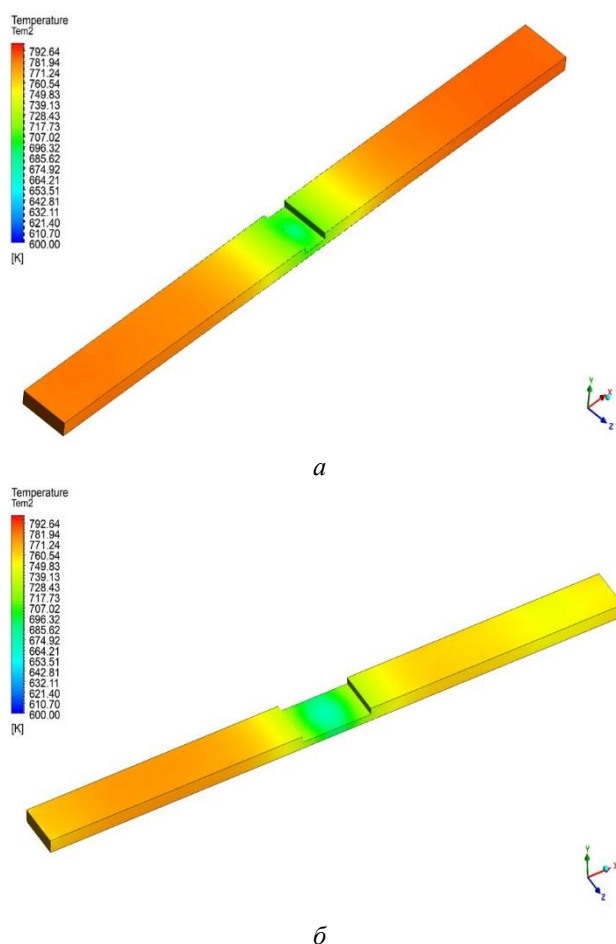


Рисунок 11 – Распределение температуры по сектору корпуса турбины  
 а – наличие вихрей вдоль корпуса в обе стороны от канавки  
 б – струя полностью отражается от поверхности

Рассчитывалось изменение радиального размера корпуса при обдуве его струёй воздуха, при наличии канавки и без неё. Анализ результатов проведённого расчёта позволил получить зависимость разности максимального радиального перемещения



корпуса турбины  $\delta$  при наличии канавки с различными геометрическими параметрами и её отсутствии (рисунок 12). Показано, что параметр  $\delta$  имеет значимую корреляцию с характеристиками течения процесса струйного охлаждения.

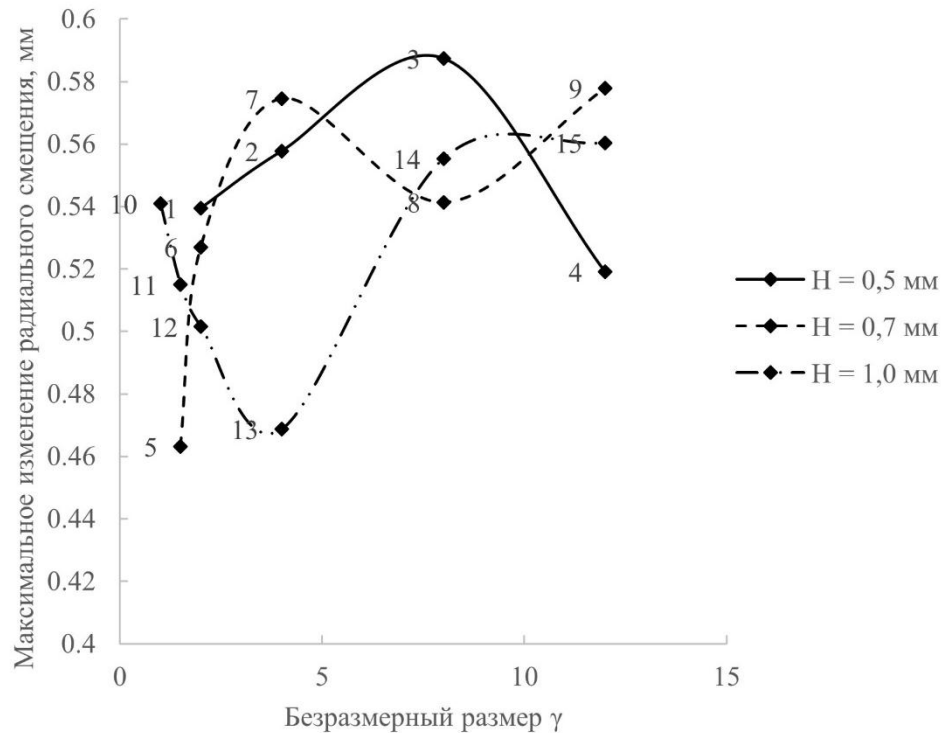


Рисунок 12 – Зависимость разности максимального радиального смещения корпуса турбины от геометрических параметров канавки

Выявлено, что выполнение канавки на корпусе может привести к увеличению изменения радиального перемещения корпуса турбины на 0,5...0,6 мм. При появлении большого вихря на наружной поверхности корпуса турбины (с обеих сторон или с одной стороны) величина  $\delta$  уменьшается на 0,05...0,1 мм. При полном отрыве струи от наружной поверхности корпуса величина  $\delta$  остаётся на высоком уровне. То есть образование большого вихря на внешней поверхности приводит к снижению  $\delta$  на 10...20%.

При струйном охлаждении корпуса без выполнения кольцевой канавки необходимо образовать вихрь на внешней поверхности корпуса турбины, чтобы увеличить площадь взаимодействия охлаждающего воздуха и горячей стенки. При наличии канавки наличие большого вихря на внешней поверхности корпуса (случаи 3 и 4) снижает эффект максимального значения радиального перемещения корпуса. Более эффективна реализация отражения струи воздуха (случаи 1 и 2). Можно отметить следующие причины.

1) Внутри канавки струя воздуха из-за влияния геометрической формы канавки сильнее разрушает пограничный слой, что значительно усиливает эффект теплоотдачи. Чем больше воздуха удерживается в канавке, тем полнее используется кинетическая энергия струи.

2) В рассмотренных случаях 1 и 2 незначительное количество воздуха в отражённой струе контактирует с поверхностью корпуса вне канавки. Если образованы большие вихри (случаи 3 и 4), эффект теплоотдачи на внешней поверхности корпуса очень ограничен из-за затрат кинетической энергии на образование этих вихрей.

3) В авиационных двигателях расположение трубок и отверстий часто связано с конструкцией корпуса и проточной части. В случае наличия нескольких трубок, что

характерно для ТНД, исключение взаимного влияния струй охлаждающего воздуха (случаи 1 и 2) позволит эффективнее охладить корпус турбины.

На основании вышеприведённых результатов моделирования даны следующие предложения по проектированию САУРЗ для авиационных двигателей:

1) На основании анализа полученных результатов расчёта при проектировании САУРЗ целесообразно обеспечить отделение струи от внешней поверхности корпуса турбины. Поэтому рекомендуется выполнение канавки по вариантам №3 ( $H = 0,5$  мм,  $S = 4$  мм) и №7 ( $H = 0,7$  мм,  $S = 2,8$  мм).

2) При выборе геометрических параметров канавки следует учитывать конструкцию турбины. У современных двигателей большой тяги стенка корпуса турбины двойная с силовыми связями с надроторными втулками. Поэтому целесообразно применять неглубокие и узкие канавки для локального воздействия на корпус в месте расположения силовых перемычек. В микроГТД конструкция корпуса обычно представляет собой одинарную стенку, поэтому рекомендуется применять широкие канавки и более глубокие канавки, например №14 и №15 ( $H = 1$  мм,  $S = 8 \dots 12$  мм). При этом необходимо обеспечить требуемую прочность корпуса.

В случае невозможности выполнения канавки на корпусе из-за прочностных ограничений рекомендуется выполнение аналогов стенок канавки в виде закреплённых на корпусе кольцевых мембран с возможностью радиального расширения, выполненных в виде упруго связанных секторов. Такая конструкция позволит сформировать эффективное отражение струи охлаждающего воздуха. Кроме этого, можно рассмотреть возможность установки кольцевой перегородки вдоль нижней поверхности трубки, чтобы охлаждающий воздух, полностью отражённый от внешней поверхности корпуса турбины, мог быть преобразован в струю и направлен обратно на внешнюю поверхность корпуса [34]. Это позволит расширить зону охлаждения корпуса.

При проектировании авиационных двигателей также используется другой вариант конструкции корпуса турбины. Формируются рёбра жёсткости, и охлаждающий воздух подаётся на них с целью снижения температуры с последующим силовым воздействием на корпус. Однако такая конструкция увеличивает вес турбины и применяется пока только в турбинах высокого давления, где необходимы значительные усилия для регулирования радиального зазора. В качестве следующего этапа исследований планируется многокритериальная оптимизация корпуса турбины [35–38] с использованием различных конструктивных решений.

## Заключение

Проектирование эффективной САУРЗ является трудоёмким процессом, требующим поиск рациональной конструкции корпуса турбины и проведения цикла исследований с использованием гидравлической модели САУРЗ и термомеханической модели двигателя. Рассмотренное в статье конструктивное решение с кольцевой канавкой на корпусе турбины в зоне его охлаждения позволяет повысить диапазон изменения теплового состояния корпуса и радиального зазора при правильно выбранных геометрических параметрах канавки.

При моделировании междисциплинарных процессов в конструкции корпуса турбины установлено, что изменение радиального размера корпуса можно повысить на  $0,5 \dots 0,6$  мм при выполнении кольцевой канавки на её наружном корпусе. Для одностенного корпуса турбины, что характерно, например, для микроГТД, рекомендуется применять широкие канавки до  $8 \dots 12$  мм (варианты №14 и №15). В случае наличия статора с двойной стенкой эффективно применение узких канавок шириной  $2,8 \dots 4$  мм и глубиной  $0,5 \dots 0,7$  мм (варианты №3 и №7) в местах силовых связей с надроторными втулками. В случае большей толщины корпуса турбины, в отличие от рассмотренного в



статье значения, величины изменения радиального зазора будут меньше, но выявленные закономерности также будут иметь место.

Полученные в ходе исследования закономерности влияния геометрических параметров канавки на эффективность охлаждения корпуса турбины позволят реализовать экономичную систему активного управления радиальными зазорами. Следующим этапом исследования будет сравнение способов охлаждения корпуса турбины с двойной стенкой (корпус с охлаждаемыми рёбрами жёсткости и корпус с узкими канавками, расположенными в районе силовых связей стенок) с использованием многокритериальной оптимизации.

### Список использованных источников

1. Lattime S., Steinetz B. High-Pressure-Turbine Clearance Control Systems: Current Practices and Future Directions//Journal of Propulsion and Power, March 2004. DOI: 10.2514/1.9255.
2. Olsson W.J., Martin R.L. B747/JT9D flight loads and their effect on engine running clearances and performance deterioration[R]. NASA CR-165573, 1982.
3. Melcher K.J., Kypuros J.A. Toward a fast-response active turbine tip clearance control[C]. ISABE 2003-1102, 2003.
4. Kim Y.W., Downs J.P., Soechting F.O., et al. A summary of the cooled turbine blade tip heat transfer and film effectiveness investigations performed by Dr. D.E. Metzger[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 1-11.
5. Kim Y.W., Metzger D. Heat transfer and effectiveness on film cooled turbine blade tip models[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117:12-21.
6. Kypuros J.A., Melcher K.J. A reduced model for prediction of thermal and rotational effects on turbine tip clearance[C]. NASA/TM-2003-212226, 2003.
7. Wang Zhihao. Numerical calculation and analysis of high-pressure turbine tip clearance [Master's degree thesis]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
8. Yang Xiao-guang, Huang Jia. Rapid analysis method of turbine tip clearance using improved reduced model[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 2048-2055.
9. Al-aqal Osama M.A. Heat transfer distributions on the walls of a narrow channel with jet impingement and cross flow[D]. Pittsburgh: University of Pittsburgh, 1999.
10. Florschuetz L.W., Truman C., Metzger D.E. Streamwise flow and heat transfer distributions for jet array impingement with crossflow[J]. Journal of Heat Transfer, 1981, 103 (2): 337–342.
11. Florschuetz L.W., Isoda Y. Flow distribution and discharge coefficient for jet array impingement with initial crossflow[J]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(3): 296-303.
12. Jambunathan K., Lai E., Moss M.A., et al. A review of heat transfer data for single circular jet impingement [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1992, 13(2): 106-115.
13. Chambers A.C., Gillespie R.H. The effect of initial crossflow on the cooling performance of a narrow impingement channel[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127 (4): 358-365.
14. Xu Quanhong, Lin Yuzhen, Liu Gaoen. Study on local heat transfer characteristics of single hole impact in closed space[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 341-343.
15. Mao Junkui, Liu Zhenxiong, Guo Wen, et al. Experimental study on flow field structure of small-pitch single hole impacting convex target plate[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1598-1603.
16. Goodro M., Park J., Ligrani P.M., et al. Effects of Mach number and Reynolds number on jet array impingement heat transfer[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2007, 50(1): 367-380.
17. Park J., Goodro M., Ligrani P.M., et al. Separate effects of Mach number and Reynolds number on jet array impingement heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 269-280.
18. Goodro M., Park J., Ligrani P.M., et al. Mach number, Reynolds number, jet spacing variations: Full array of impinging jets[J]. Journal of Thermal-Physics and Heat Transfer, 2010, 24(1):133-144.
19. He P., Wang S. Research on blade tip clearance control technology of cold blown casing engine [текст]: Harbin. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, 2022, pp. 66-73.
20. Гилева Л.В., Аксенов А.А., Кожухов Ю.В., Петров А.Ю. Исследование влияния пристеночного параметра  $y^+$  на результаты численного моделирования конфузторного течения во входном устройстве центробежного компрессора // Вестник Международной академии холода. 2020. № 1. С. 27–33.
21. Горелов Ю.Г., Строкач Е.А. Анализ закономерностей расчета коэффициента теплоотдачи от газа на входных кромках сопловых лопаток турбин высокого давления // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 80-85.
22. Данилишин А. М., Кожухов Ю. В., Гилева Л. В., Лебедев А. А. Верификация CFD-расчета на суперкомпьютере среднерасходных модельных ступеней // Суперкомпьютерные дни в России: тр. Междунар. конф. Москва: Изд-во МГУ, 2016. С. 816–828.
23. Help. ANSYS CFD-Pre User's Guide

24. Help. ANSYS CFD-Post User's Guide
25. Бадыков Р.Р., Бенедюк М.А., Виноградов А.С., Юртаев А.А. Расчёт радиальных зазоров в турбокомпрессорах ГТД [Текст]: практикум – Самара: Издательство Самарского университета, 2023. – 101 с.
26. Wei J., Wen M., Yang H., et al. Modeling of turbojet engines based on three-dimensional fluid-thermal-structural coupling method [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40 (2): 20230232.
27. Goldstein R.J., Behbahani A.I., 1982, "Impingement of a circular jet with and without cross flow" *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 25, No. 9, pp. 1377-1382.
28. Goldstein R.J., Behbahani A.I., 1986, "Streamwise distribution of the recovery factor and the local heat transfer coefficient to an impinging circular air jet," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 29, No. 8, pp. 1227-1235.
29. Goldstein R.J., Franchett M.E., 1988, "Heat transfer from a flat surface to an oblique impinging jet" *Journal of Heat Transfer Transactions of the ASME*, Vol. 110, pp. 84-90.
30. Matt Goodro, Jongmyung Park, Phil Ligrani, Mike Fox, Hee-Koo Moon Effects of Mach number and Reynolds number on jet array impingement heat transfer // *International Journal of Heat and Mass Transfer* Vol. 50 (2007) 367–380
31. Jongmyung Park, Matt Goodro, Phil Ligrani, Mike Fox, Hee-Koo Moon Separate Effects of Mach Number and Reynolds Number on Jet Array Impingement Heat Transfer // *Journal of Turbomachinery Transactions of the ASME* Vol.129 (2007) 269–280
32. Щербakov М.А. Определение коэффициентов теплоотдачи при моделировании задач в ANSYS CFX // *Авиационно-космическая техника и технология* 2011. Т. 84. № 7. С. 165-169.
33. A. Bhandarkar, M. Dharavath, M.S.R. Chandra Murty, P. Manna, D. Chakraborty A novel CFD method to estimate heat transfer coefficient for high-speed flows // *Defence Science Journal*, Vol. 66, No. 3, May 2016, pp. 203-209, DOI: 10.14429/dsj.66.8873.
34. ZHANG Yang, MAO Jun-kui, LIU Yuan-jian, LI Rui, LIU Zhao-ying Numerical study of suspending tube heat transfer unit for a blade tip clearance control system // *Propulsion Technology* Vol. 40, No. 2, 2019. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180074.
35. ZHANG Jing-shan, MAO Jun-kui, LI Yi, LU Hai-ying Experiment on heat transfer characteristics inside the casing of high-pressure turbine with active clearance control // *Journal of Aerospace Power* Vol. 29, No. 2, Feb. 2014. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.02.008.
36. XU Yi-jun, MAO Jun-kui, WANG Peng-fei, ZENG Jun Experiment on active clearance control system of high-pressure turbine case with thermal deformation control // *Journal of Aerospace Power* Vol. 31, No. 7, Jul. 2016. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2016.07.007.
37. WANG Pengfei, ZENG Jun, LI Tianlu, GUO Wen, ZHANG Jingzhou, YANG Shangfeng Test on heat transfer characteristics of high-pressure turbine casing with active clearance control system // *Journal of Aerospace Power* Vol. 33, No. 1, Jan. 2018. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2018.01.020.
38. DAI Xiong, GUAN Yupu, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, LIU Lulu Multi-objective optimization method for high pressure turbine casing based on thermal-structure coupling analysis // *Journal of Aerospace Power* Vol. 32, No. 8, Jan. 2017. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2017.08.024.

# Effect of outer surface groove geometry on radial clearance control for turbine cases

**Jingyi Feng**

Student of Institute of Engines and Power Plants;  
Samara National Research University, Samara;  
email: [jingyifng@gmail.com](mailto:jingyifng@gmail.com)

**S. V. Falaleev**

Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Aircraft Engine Design and Engineering;  
Samara National Research University, Samara;  
email: [falaleev.sv@ssau.ru](mailto:falaleev.sv@ssau.ru)

**A. A. Yurtaev**

Assistant Professor of the Department of the Department of Aircraft Engine Design and Engineering;  
Samara National Research University, Samara;  
email: [yurtaev.aa@ssau.ru](mailto:yurtaev.aa@ssau.ru)

**Yuqing Jin**

Student of Institute of Engines and Power Plants;  
Samara National Research University, Samara;  
email: [yuqingj816@icloud.com](mailto:yuqingj816@icloud.com)

*A simplified model including a low-pressure turbine case and a tube is established to simulate the active radial clearance control system of an aircraft engine turbine. Based on the thermal-fluid-structure (FSI) coupling calculation, the effect of machining grooves on the low-pressure turbine case of an aircraft engine on cooling and radial clearance adjustment is evaluated. The results show that machining annular grooves and jet cooling can enhance the cooling effect and reduce the radial displacement of the case by 0.4 mm - 0.6 mm. Selecting a suitable groove geometry can improve this effect by 10% to 20%. Based on the results, a series of design ideas for the active control system of turbine radial clearance are proposed.*

**Keywords:** aircraft gas-turbine engine; active radial clearance control system; stator cooling efficiency

**Citation:** (will be introduced by the editors)

---

## References

1. Lattime S., Steinetz B. High-Pressure-Turbine Clearance Control Systems: Current Practices and Future Directions//Journal of Propulsion and Power, March 2004. DOI: 10.2514/1.9255.
2. Olsson W.J., Martin R.L. B747/JT9D flight loads and their effect on engine running clearances and performance deterioration[R]. NASA CR-165573, 1982.
3. Melcher K.J., Kypuros J.A. Toward a fast-response active turbine tip clearance control[C]. ISABE 2003-1102, 2003.
4. Kim Y.W., Downs J.P., Soechting F.O., et al. A summary of the cooled turbine blade tip heat transfer and film effectiveness investigations performed by Dr. D.E. Metzger[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 1-11.
5. Kim Y.W., Metzger D. Heat transfer and effectiveness on film cooled turbine blade tip models[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117:12-21.
6. Kypuros J.A., Melcher K.J. A reduced model for prediction of thermal and rotational effects on turbine tip clearance[C]. NASA/TM-2003-212226, 2003.
7. Wang Zhihao. Numerical calculation and analysis of high-pressure turbine tip clearance [Master's degree thesis]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
8. Yang Xiao-guang, Huang Jia. Rapid analysis method of turbine tip clearance using improved reduced model[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 2048-2055.
9. Al-aqal Osama M.A. Heat transfer distributions on the walls of a narrow channel with jet impingement and cross flow[D]. Pittsburgh: University of Pittsburgh, 1999.
10. Florschuetz L.W., Truman C., Metzger D.E. Streamwise flow and heat transfer distributions for jet array impingement with crossflow[J]. Journal of Heat Transfer, 1981, 103 (2): 337-342.
11. Florschuetz L.W., Isoda Y. Flow distribution and discharge coefficient for jet array impingement with initial crossflow[J]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(3): 296-303.

12. Jambunathan K., Lai E., Moss M.A., et al. A review of heat transfer data for single circular jet impingement [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1992, 13(2): 106-115.
13. Chambers A.C., Gillespie R.H. The effect of initial crossflow on the cooling performance of a narrow impingement channel[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2005, 127 (4): 358-365.
14. Xu Quanhong, Lin Yuzhen, Liu Gaoen. Study on local heat transfer characteristics of single hole impact in closed space[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(3): 341-343.
15. Mao Junkui, Liu Zhenxiong, Guo Wen, et al. Experimental study on flow field structure of small-pitch single hole impacting convex target plate[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(10): 1598-1603.
16. Goodro M., Park J., Ligrani P.M., et al. Effects of Mach number and Reynolds number on jet array impingement heat transfer[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2007, 50(1): 367-380.
17. Park J., Goodro M., Ligrani P.M., et al. Separate effects of Mach number and Reynolds number on jet array impingement heat transfer[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(2): 269-280.
18. Goodro M., Park J., Ligrani P.M., et al. Mach number, Reynolds number, jet spacing variations: Full array of impinging jets[J]. *Journal of Thermal-Physics and Heat Transfer*, 2010, 24(1):133-144.
19. He P., Wang S. Research on blade tip clearance control technology of cold blown casing engine [текст]: Harbin. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, 2022, pp. 66-73.
20. Gileva L. V., Aksenov A. A., Kozhukhov Yu. V., Petrov A. Yu. Investigation of the Influence of Wall  $y^+$  Parameter on Numerical Simulation Results of Convergent Flow in a Centrifugal Compressor Inlet Duct // *Bulletin of the International Academy of Refrigeration*. 2020. No. 1. P. 27–33.
21. Gorelov Yu. G., Strokach E. A. Analysis of Calculation Patterns for Gas Heat Transfer Coefficient on Leading Edges of High-Pressure Turbine Nozzle Blades // *Bulletin of the Moscow Aviation Institute*. 2016. Vol. 23. No. 1. P. 80-85.
22. Danilishin A. M., Kozhukhov Yu. V., Gileva L. V., Lebedev A. A. Verification of CFD Calculations on a Supercomputer for Medium-Flow Model Stages // *Supercomputer Days in Russia: Proc. Int. Conf. Moscow: Moscow State University Press*, 2016. P. 816–828.
23. Help. ANSYS CFD-Pre User's Guide
24. Help. ANSYS CFD-Post User's Guide
25. Badykov R.R., Bedyuk M.A., Vinogradov A.S., Yurtaev A.A. Calculation of Radial Clearances in GTE Turbochargers [Text]: Practical Manual – Samara: Samara University Press, 2023. – 101 p.
26. Wei J., Wen M., Yang H., et al. Modeling of turbojet engines based on three-dimensional fluid-thermal-structural coupling method [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40 (2): 20230232.
27. Goldstein R.J., Behbahani A.I., 1982, "Impingement of a circular jet with and without cross flow" *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 25, No. 9, pp. 1377-1382.
28. Goldstein R.J., Behbahani A.I., 1986, "Streamwise distribution of the recovery factor and the local heat transfer coefficient to an impinging circular air jet," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 29, No. 8, pp. 1227-1235.
29. Goldstein R.J., Franchett M.E., 1988, "Heat transfer from a flat surface to an oblique impinging jet" *Journal of Heat Transfer Transactions of the ASME*, Vol. 110, pp. 84-90.
30. Matt Goodro, Jongmyung Park, Phil Ligrani, Mike Fox, Hee-Koo Moon Effects of Mach number and Reynolds number on jet array impingement heat transfer // *International Journal of Heat and Mass Transfer* Vol. 50 (2007) 367–380
31. Jongmyung Park, Matt Goodro, Phil Ligrani, Mike Fox, Hee-Koo Moon Separate Effects of Mach Number and Reynolds Number on Jet Array Impingement Heat Transfer // *Journal of Turbomachinery Transactions of the ASME* Vol.129 (2007) 269–280
32. Shcherbakov M.A. Determination of Heat Transfer Coefficients in ANSYS CFX Simulation Tasks // *Aerospace Engineering and Technology*. 2011. Vol. 84. No. 7. P. 165-169.
33. A. Bhandarkar, M. Dharavath, M.S.R. Chandra Murthy, P. Manna, D. Chakraborty A novel CFD method to estimate heat transfer coefficient for high-speed flows // *Defence Science Journal*, Vol. 66, No. 3, May 2016, pp. 203-209, DOI: 10.14429/dsj.66.8873.
34. ZHANG Yang, MAO Jun-kui, LIU Yuan-jian, LI Rui, LIU Zhao-ying Numerical study of suspending tube heat transfer unit for a blade tip clearance control system // *Propulsion Technology* Vol. 40, No. 2, 2019. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180074.
35. ZHANG Jing-shan, MAO Jun-kui, LI Yi, LU Hai-ying Experiment on heat transfer characteristics inside the casing of high-pressure turbine with active clearance control // *Journal of Aerospace Power* Vol. 29, No. 2, Feb. 2014. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.02.008.
36. XU Yi-jun, MAO Jun-kui, WANG Peng-fei, ZENG Jun Experiment on active clearance control system of high-pressure turbine case with thermal deformation control // *Journal of Aerospace Power* Vol. 31, No. 7, Jul. 2016. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2016.07.007.
37. WANG Pengfei, ZENG Jun, LI Tianlu, GUO Wen, ZHANG Jingzhou, YANG Shangfeng Test on heat transfer characteristics of high-pressure turbine casing with active clearance control system // *Journal of Aerospace Power* Vol. 33, No. 1, Jan. 2018. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2018.01.020.

38. DAI Xiong, GUAN Yupu, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, LIU Lulu Multi-objective optimization method for high pressure turbine casing based on thermal-structure coupling analysis // Journal of Aerospace Power Vol. 32, No. 8, Jan. 2017. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2017.08.024.