

**На правах рукописи**



**МУРАЕВА Мария Алексеевна**

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО  
РАСШИРЕНИЯ В ТУРБИНЕ  
НА УЛУЧШЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА  
И ХАРАКТЕРИСТИК ГТД**

**Специальность:  
05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели  
и энергоустановки летательных аппаратов**

**АВТОРЕФЕРАТ  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук**

**Уфа – 2016**

Работа выполнена в ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» на кафедре авиационных двигателей.

Научный руководитель: доктор технических наук, старший научный сотрудник, **Горюнов Иван Михайлович**, профессор кафедры авиационных двигателей ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет»

Официальные оппоненты: доктор технических наук, старший научный сотрудник, **Крылов Борис Анатольевич** ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», ведущий научный сотрудник кафедры 201 «Теория воздушно-реактивных двигателей»

доктор технических наук, профессор **Григорьев Владимир Алексеевич** ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет), профессор кафедры ТДЛА

Ведущее предприятие: ФГБОУ ВО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева»

Защита состоится «17» февраля 2017 г. в 10:00 на заседании диссертационного совета Д 212.288.10 на базе ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» по адресу 450008, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» и на сайте [www.ugatu.su](http://www.ugatu.su)

Автореферат разослан «\_\_\_» декабря 2016 г.

Ученый секретарь диссертационного совета, д-р техн. наук, проф.



Ф.Г. Бакиров

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### **Актуальность работы.**

Стремительные темпы развития авиадвигателестроения в последние десятилетия привели к тому, что термодинамические параметры ГТД приблизились к предельным значениям. Если высокое значение степени повышения давления в компрессоре теоретически возможно достичь конструктивно, то температура газа перед турбиной ограничена по своей природе адиабатической температурой сгорания стехиометрической топливовоздушной смеси, высокий уровень температуры газа приводит к повышенному уровню эмиссии оксидов азота. Альтернативным способом совершенствования ГТД как тепловой машины является применение сложных термодинамических циклов, в частности, цикла ГТД, в котором теплоподвод осуществляется как в основной камере сгорания, так и в турбине, причем в турбине организуется изотермическое расширение. Под последним понимается процесс расширения с равными температурами заторможенного потока газа на входе в турбину и на выходе из нее.

Среди доступных работ по рассматриваемой тематике не найдено отечественных, зарубежные авторы рассматривают изотермическое расширение в турбине в качестве одного из перспективных направлений развития ГТД.

Организация изотермического расширения путем сжигания топлива в межлопаточном канале турбины является малоизученной трудоемкой и комплексной задачей, решение которой требует детальных и весьма затратных исследований. Прежде чем приступить к таким исследованиям, необходимо доказать целесообразность анализируемого пути совершенствования ГТД на уровне комплексных термодинамических исследований, учитывающих влияние изотермического расширения на эффективность турбины.

В современных программных комплексах, предназначенных для термогазодинамических расчетов ГТД (ГРАД, *DVIGwT*, *GasTurb* и др.), нет возможности выполнять расчет ГТД с изотермическим расширением в турбине.

В связи с вышеизложенным, следующие научные проблемы являются **актуальными**:

- разработка математической модели термодинамического расчета ГТД, учитывающей изотермическое расширение в турбине и его влияние на газодинамическую эффективность турбины;
- оценка целесообразности организации изотермического расширения в турбине с точки зрения термодинамики ГТД и газодинамики турбины.

### **Цель и задачи исследования.**

Целью работы является совершенствование термодинамического цикла ГТД путем организации изотермического расширения в турбине.

Для достижения поставленной цели сформулированы и решены следующие **задачи**:

1. Термодинамическое обоснование эффективности изотермического расширения в турбине. Разработка и программная реализация методики термодинамического расчета турбины с изотермическим расширением.

2. Численное исследование процесса подвода топлива в турбине ГТД для организации изотермического расширения.

3. Расчет и анализ характеристики турбины ГТД с изотермическим расширением.

4. Исследование эффективности применения изотермического расширения в турбине ГТД различных схем.

**Объект исследования** – авиационные ГТД, в том числе с изотермическим расширением в турбине, их рабочие процессы и характеристики.

**Область исследования** – математическое моделирование рабочего процесса в ГТД.

**Методы исследования** основаны на использовании теории рабочих процессов авиационных ГТД; термодинамики, механики жидкости и газа; теории лопаточных машин авиационных ГТД; системного анализа и объектно-ориентированного подхода при моделировании сложных процессов и объектов; численных методов трехмерного моделирования; методов современных информационных технологий.

#### **Научная новизна.**

1. Впервые выведены уравнения работы и термического КПД идеального цикла ГТД с изотермическим расширением в турбине и выявлены закономерности влияния параметров цикла на его работу и термический КПД, тем самым уточнены теоретические основы изотермического расширения в турбине ГТД.

2. Разработана методика термодинамического расчета турбины ГТД с изотермическим расширением, реализованная в модуле *Turbinals* (зарегистрирован в Роспатенте № 2016614665 от 27.04.2016 г.) в составе системы математического моделирования *DVIGwT*.

3. Предложена схема подвода топлива в МЛК турбины с изотермическим расширением и выявлено влияние изотермического расширения в одноступенчатой турбине с заданной геометрией на газодинамические параметры на основе численного моделирования.

4. Впервые получена характеристика турбины с изотермическим расширением, позволяющая выполнять термодинамический расчет характеристик ГТД с изотермическим расширением в турбине с учетом изменения режима ее работы, впервые определены поправки характеристики турбины с адиабатическим расширением на изотермическое расширение.

5. Впервые выполнены расчетные исследования влияния изотермического расширения в турбине ГТД с учетом режима работы турбины на основные параметры и высотно-скоростные характеристики ГТД, подтверждающие целесообразность организации изотермического расширения в турбине ГТД.

**Достоверность и обоснованность** научных положений, результатов и выводов, содержащихся в диссертационной работе, доказываются корректным применением в расчетных исследованиях фундаментальных положений теории рабочих процессов ГТД, термодинамики, газовой динамики, и подтверждается результатами оценки адекватности применяемых расчетных моделей, в том числе, на основе экспериментальных данных, а

так же сопоставлением результатов расчетных исследований с результатами работ других авторов.

**Практическая ценность.** Разработанная математическая модель турбины ГТД с изотермическим расширением и ее программная реализация в составе системы математического моделирования *DVIGwT* дают возможность производить расчет параметров и характеристик ГТД различных схем с изотермическим расширением в турбине, что позволяет:

– на этапе исследований – при выборе оптимальной схемы ГТД расширить анализируемый ряд схем, включив в него ГТД с изотермическим расширением в турбине;

– на этапе проектирования – формировать расчетную модель ГТД с изотермическим расширением в турбине, выполнять на ее основе оптимизационные расчеты в проектной точке и расчет характеристик ГТД;

– в учебном процессе – производить исследования в процессе выполнения выпускных квалификационных работ.

Поправка характеристики турбины на изотермическое расширение дает возможность производить пересчет известной характеристики турбины с адиабатическим расширением в характеристику турбины с изотермическим расширением. Такая характеристика турбины с изотермическим расширением может применяться в термодинамических расчетах ГТД на любом этапе исследования или проектирования до момента, пока не будет получена действительная характеристика турбины с изотермическим расширением.

#### **Реализация результатов работы.**

Разработанная математическая модель турбины с изотермическим расширением и средства решения проектных задач с ее использованием, результаты проведенных автором исследований внедрены в АО «НПП «Мотор», ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» в учебном процессе кафедры «Авиационные двигатели», а также в научно-исследовательской деятельности указанного вуза. Акты внедрения прилагаются.

#### **Автор выносит на защиту:**

1) уравнения работы и термического КПД идеального цикла ГТД с изотермическим расширением в турбине, выявленные на их основании закономерности влияния параметров цикла на его работу и термический КПД;

2) методику термодинамического расчета турбины ГТД с изотермическим расширением, ее реализацию в модуле расчета турбины с изотермическим расширением (*Turbinals*);

3) результаты численного исследования по выбору схемы подвода топлива в МЛК турбины с изотермическим расширением и влияния изотермического расширения в одноступенчатой турбине с заданной геометрией на газодинамические параметры;

4) расчетную характеристику турбины с изотермическим расширением, а также поправки характеристики турбины с адиабатическим расширением на изотермическое расширение для пересчета известной характеристики одноступенчатой турбины с адиабатическим расширением в характеристику турбины с изотермическим расширением;

5) результаты расчетных исследований влияния изотермического расширения в турбине ГТД с учетом режима работы турбины на основные параметры и высотно-скоростные характеристики ГТД.

#### **Апробация работы.**

Основные научные и практические результаты диссертационной работы докладывались на 10 научно-технических конференциях: ВМНК «Мавлютовские чтения» (УГАТУ, Уфа, 2013, 2015), Международный межотраслевой молодежный научно-технический форум «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (МАИ, Москва, 2013), ММНК «XII Королевские чтения» (СГАУ, Самара, 2013), ВНТК «Проблемы и перспективы развития авиации и авиастроения России» (УГАТУ, Уфа, 2013), ММНК «XL Гагаринские чтения» (МАТИ, Москва, 2014), МНТК «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (СГАУ, Самара, 2014, 2016), ВНТК «Авиадвигатели XXI века» (ЦИАМ, Москва, 2015), РНТК «Мавлютовские чтения» (УГАТУ, Уфа, 2016).

**Публикации.** По теме диссертации опубликовано 18 работ, в том числе 5 публикаций в центральных рецензируемых журналах, включенных в перечень ВАК.

**Структура и объем работы.** Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованных источников (91 наименование) и приложения. Диссертационная работа изложена на 188 страницах машинописного текста, содержит 20 таблиц, 116 рисунков.

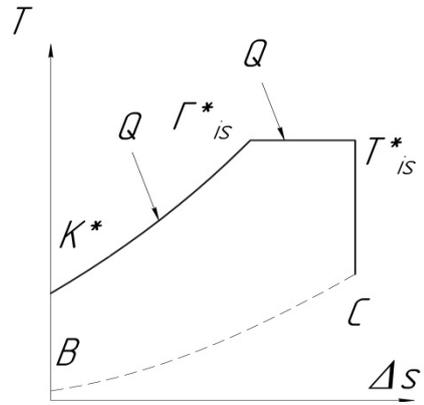
## **ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** дана общая характеристика работы, обоснована перспективность и актуальность темы диссертации, определены цель и задачи исследования, показана научная новизна и практическая значимость, перечислены основные положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** анализируется современное состояние проблем, связанных с совершенствованием термодинамического цикла ГТД, акцентируется внимание на сложных термодинамических циклах, в особенности цикле ГТД с изотермическим расширением в турбине.

Вопросам сложных термодинамических циклов ГТД посвящены работы Ю. С. Елисеева, Э. А. Манушина, В. Е. Михальцева, М. М. Цховребова, А. И. Деева, В. А. Иванова и др. Среди работ, непосредственно касающихся изотермического расширения в турбине, не найдено российских. Среди зарубежных следует выделить работы авторов: W. A. Sirignano, F. Liu, Y. M. Chiu, D. M. Bachovchin, T. E. Lippert, R. A. Newby, P. G. A. Cizmas, J. Zelina, H. Thornburg, B. Sekar и др. Работы этих авторов, посвящены исследованию как параметров ГТД, работающего по циклу с изотермическим расширением, так и самого цикла. В ряде работ представлены результаты численных и экспериментальных исследований подвода топлива в межлопаточный канал турбины, проводимые с целью оценки возможности горения, формируемого температурного поля, уровня эмиссии, способов стабилизации пламени в канале турбины.

Однако в проанализированных работах недостаточно детально исследован идеальный цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине (рис. 1). Не приводится методика термодинамического расчета ГТД с изотермическим расширением. Расчетные исследования выполнены без учета влияния изотермического расширения на эффективность турбины в расчетной точке и на нерасчетных режимах работы. Поэтому нельзя быть уверенными в достоверности представленных результатов. Также в работах не представлены комплексные исследования влияния изотермического расширения на газодинамические процессы, происходящие в турбине, рассмотрены лишь некоторые стороны этого вопроса.



**Рис. 1.** Идеальный цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине

**Во второй главе** рассмотрены термодинамические основы изотермического расширения в турбине ГТД: проанализировано уравнение энергии и изменение энтропии в исследуемом процессе. Выведено уравнение работы турбины с изотермическим расширением применительно к турбине ГТД (1). При одинаковых параметрах, работа турбины с изотермическим расширением больше, чем с адиабатическим.

$$L_{T is} = \eta_T R T_{\Gamma}^* \ln(\pi_{\Gamma}^*) \quad (1)$$

Получены уравнения работы (2) и термического КПД (3) идеального цикла ГТД с изотермическим расширением, на основе которых проведено аналитическое исследование этого цикла.

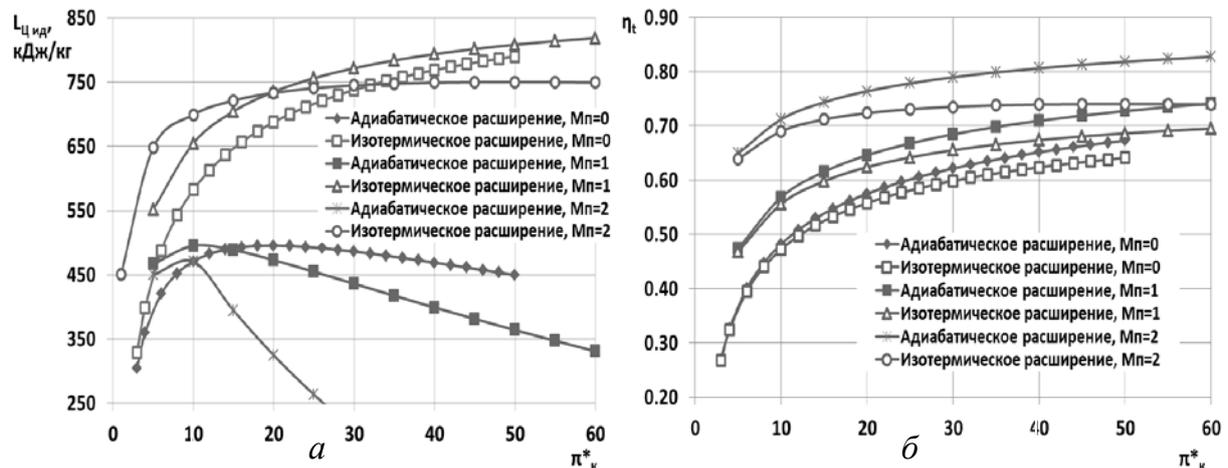
$$L_{Ц ид} = C_p T_{\Gamma}^* \left( 1 - \left( \frac{\exp \left[ \frac{k}{k-1} \frac{T_B^*}{T_{\Gamma}^*} \left( \pi_K^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \right]}{\pi_K^* \pi_V} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right) - \frac{V_{\Pi}^2}{2}; \quad (2)$$

$$\eta_t = \frac{\left( 1 - \left( \frac{\exp \left[ \frac{k}{k-1} \frac{T_B^*}{T_{\Gamma}^*} \left( \pi_K^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \right]}{\pi_K^* \pi_V} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right) - \frac{V_{\Pi}^2}{2C_p T_{\Gamma}^*}}{1 - \frac{T_B}{T_{\Gamma}^*} - \frac{V_{\Pi}^2}{2C_p T_{\Gamma}^*}}. \quad (3)$$

Установлено, что при одинаковых параметрах, цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине имеет большую работу и меньший термический КПД, чем цикл ГТД с адиабатическим расширением, и существенно большее значение оптимальной степени повышения давления в компрессоре (рис. 2), даже при увеличении скорости полета.

В силу последней особенности, при одновременном увеличении степени повышения давления в компрессоре и уменьшении температуры газа перед турбиной, идеальный цикл ГТД с изотермическим расширением позволяет

обеспечить требуемую работу цикла при большем термическом КПД. Температура газа при этом, в рассмотренном случае, снижается на 25 % и более.



**Рис. 2.** Работа (а) и термический КПД (б) идеального цикла ГТД с изотермическим и адиабатическим расширением в турбине при  $T^*_г = 1500 \text{ К}$

На базе проведенного теоретического анализа разработана методика термодинамического расчета турбины с изотермическим расширением. Методика реализована в составе модуля *Turbinals* в системе *DVIGwT*. Относительная разница между результатами расчета ТРД с изотермическим расширением в турбине с применением разработанной методики и эквивалентной термодинамической модели турбины с многократным промежуточным теплоподводом не превышает 0,2 %.

**Третья глава** посвящена численному исследованию процесса подвода топлива к рабочему телу турбины для организации изотермического расширения, который исследовался в двух направлениях:

- анализ различных схем подвода топлива в межлопаточный канал с точки зрения эффективности процесса горения и самой турбины;
- оценка влияния процесса горения на газодинамические и термодинамические параметры турбины.

Моделирование производилось в ПК *ANSYS CFX*. Сформированная расчетная модель основывается на традиционных верифицированных подходах, применяемых в инженерных расчетах турбин и камер сгорания, поэтому сочетает в себе простоту с достаточной точностью. Применялась модель турбулентности *SST* и модель горения *EDM*, моделировался двухступенчатый глобальный механизм реакции горения.

Оценка адекватности сформированной 3D математической модели производилась на основе двух верификационных задач:

- 3D моделирование обтекания плоской решетки турбинных профилей (различие между расчетным и экспериментальным значениями эффективного КПД решетки находится в диапазоне от минус 0,7 % до 1,9 %);
- 3D моделирование горения единичной струйки топлива за обтекаемым телом (расчетное значение температуры потока завышено на величину до 32 К (2,06 %) в сравнении с экспериментальным).

В качестве объекта исследования выбрана одноступенчатая ТВД ТРДДФ<sub>см</sub> для истребителя поколения IV+. Исследования выполнены без

изменений геометрических параметров турбины. Моделировался подвод двух видов топлива: метан и пары керосина. Сравнение турбин с адиабатическим и изотермическим расширением производилось при условии равенства их работ, которое выполнялось путем уменьшения температуры газа на входе в турбину при  $\pi^*_T = \text{const}$  или степени понижения давления в турбине при  $T^*_T = \text{const}$ .

Установлено, что топливо в канал турбины целесообразнее подводить через выходную кромку соплового аппарата (рис. 3) в след за лопаткой, в данном случае кромка сопловой лопатки выступает в качестве стабилизатора пламени. При подводе топлива через рабочую лопатку примерно в два раза больше длина зоны выгорания топлива и на 10 % температура у стенки рабочей лопатки в относительном движении.

При подводе топлива через выходную кромку соплового аппарата в диапазоне приведенной скорости истечения топлива 0,4...0,7 наблюдается увеличение длины зоны выгорания на 15 мм и уменьшение КПД турбины на 0,008...0,01, а так же, незначительное увеличение средней температуры у стенки рабочей лопатки (на 4–6 К). Угол подвода топлива слабо сказывается на исследуемых параметрах, однако, с точки зрения минимизации длины зоны выгорания, предпочтительнее отрицательные и близкие к нулю углы.

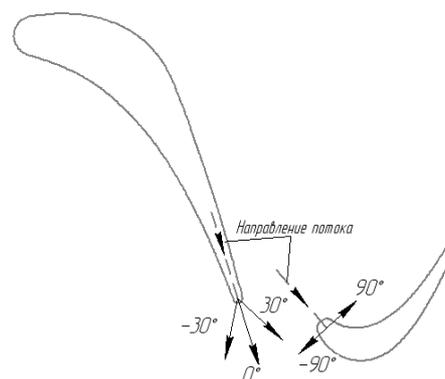
Уменьшение диаметра отверстий подвода топлива (в диапазоне 0,5...1,0 мм для керосина и 0,7...1,2 мм для метана), при неизменной приведенной скорости истечения, приводит к увеличению КПД турбины на 0,009...0,012 и уменьшению длины зоны выгорания на 10–20 мм. Незначительно уменьшается температура (в пределах 6–7 К).

Отверстия для подвода топлива целесообразнее располагать в верхней части сопловой лопатки, а не равномерно по высоте. При этом длина зоны выгорания практически не меняется, однако возрастает КПД на величину порядка 0,005 и уменьшается температура у стенки РЛ на величину до 55 К.

Сравнение основных параметров турбины с адиабатическим и изотермическим расширением показало, что КПД турбины с изотермическим расширением меньше на 2,0–4,2 %. При одинаковой работе, температура газа перед турбиной или степень понижения давления в турбине с изотермическим расширением меньше на 7,5–10,0 %.

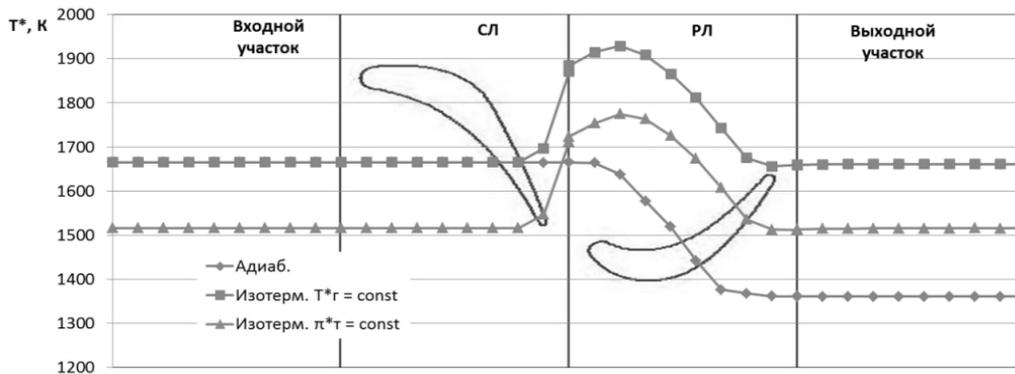
При изотермическом расширении меняется характер распределения основных термогазодинамических параметров вдоль межлопаточного канала турбины. Фактическое изменение температуры заторможенного потока вдоль МЛК турбины не является изотермическим. Температура газа на выходе из СА резко увеличивается, затем плавно уменьшается при течении вдоль РК (рис. 4).

В случае  $\pi^*_T = \text{const}$  максимально возможная температура газа на входе в РК турбины (которая будет достигаться при полном сгорании топлива в осевом зазоре) составляет 1796 К, что на 21 К меньше, чем фактическая макси-



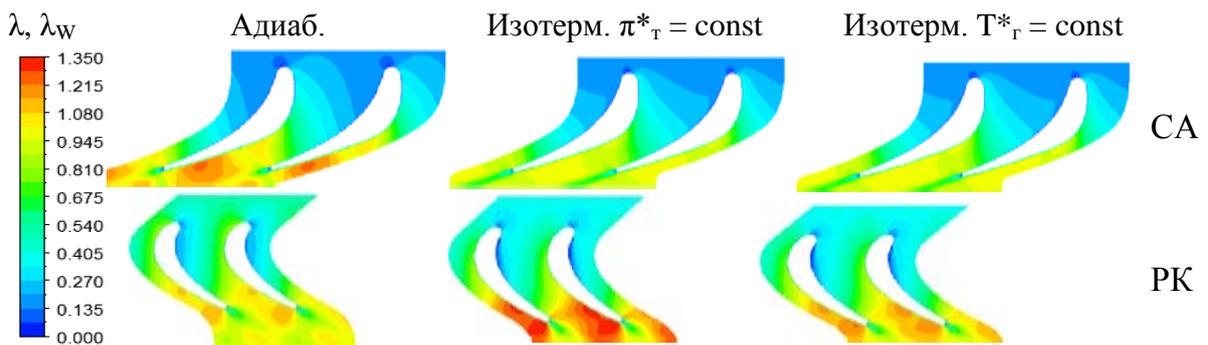
**Рис. 3.** Исследованные схемы подвода топлива

мальная температура. Пик температуры на входе в РК будет тем меньше, чем большая доля топлива будет сгорать непосредственно МЛК РК, однако при этом возможен местный перегрев рабочей лопатки. Поэтому исследование способа сжигания топлива в МЛК необходимо проводить на основе совмещенного теплового и газодинамического расчета. Решение этой проблемы выходит за рамки поставленных задач, однако является перспективным направлением развития тематики исследования.



**Рис. 4.** Изменение абсолютной температуры вдоль межлопаточного канала турбины при изотермическом и адиабатическом расширении

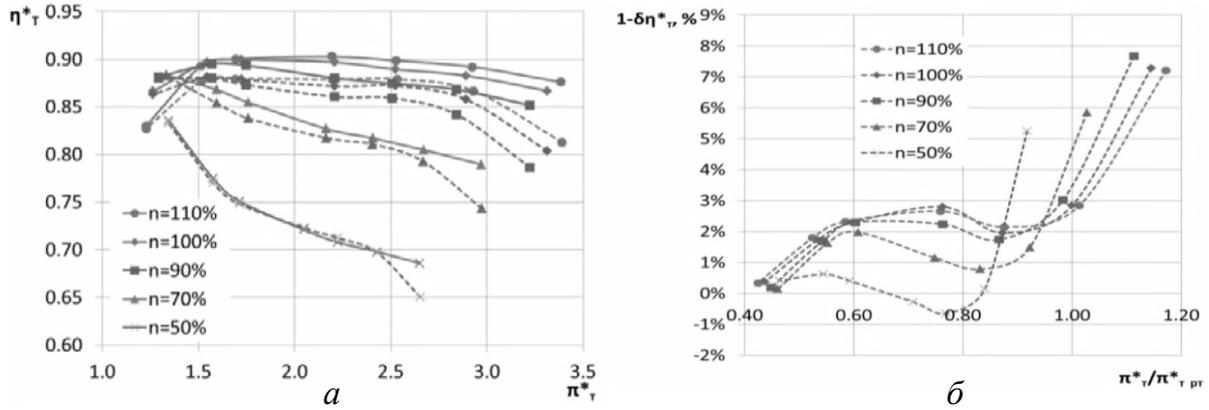
По результатам исследования выявлено, что изотермическое расширение в турбине, при неизменной геометрии, приводит к уменьшению скорости на выходе из решетки СА и увеличению скорости на выходе из решетки РК (рис. 5). Это сопровождается увеличением степени реактивности турбины, уменьшением угла потока и увеличением скорости на выходе из турбины.



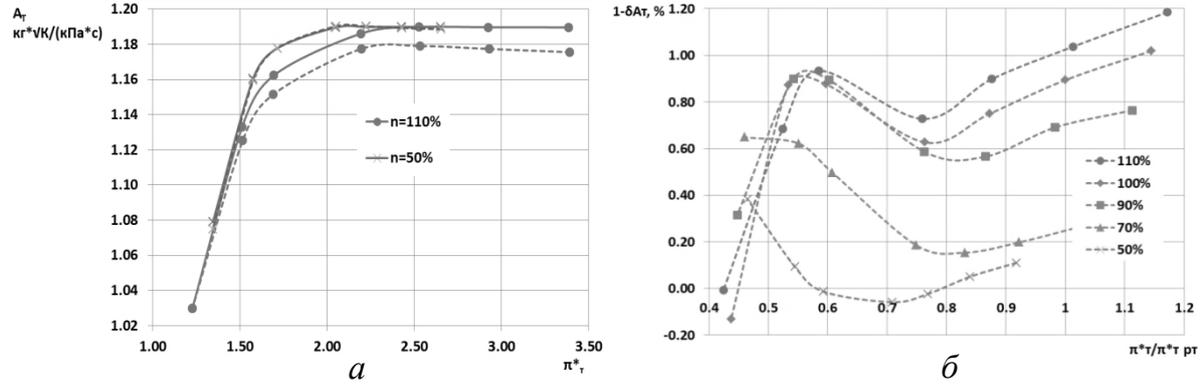
**Рис. 5.** Распределение приведенной скорости в среднем сечении канала турбины

**В четвертой главе** выполнен расчет характеристики турбины с изотермическим расширением и ее анализ в сравнении с характеристикой турбины с адиабатическим расширением.

При одинаковой работе, как КПД, так и пропускная способность турбины с изотермическим расширением меньше чем турбины с адиабатическим расширением (рис. 6а, 7а), причем разница существенно зависит от режима работы турбины и эта зависимость нелинейная. Относительная разница КПД турбин с изотермическим и адиабатическим расширением имеет зависимость от степени понижения давления, близкую к кубической (рис. 6б), зависимость относительной разницы пропускной способности турбины от степени понижения давления сложная (рис. 7б).



**Рис. 6.** КПД турбины с адиабатическим (сплошная кривая) и изотермическим (пунктирная кривая) расширением (а) и их относительная разница (б) при условии равенства работ турбин в сопоставляемых точках



**Рис. 7.** Пропускная способность турбины с адиабатическим (сплошная кривая) и изотермическим (пунктирная кривая) расширением (а) и их относительная разница (б) при условии равенства работ турбин в сопоставляемых точках

Поправка КПД турбины с адиабатическим расширением на изотермическое расширение  $\delta\eta_T^* = \frac{\eta_{T is}^*}{\eta_{T ad}^*}$  с достаточной точностью аппроксимируется двухпараметрическим полиномом (4). Минимальное значение критерия  $R^2$ , полученное в процессе аппроксимации, составляет 0,939. Коэффициенты в уравнении (4) приведены в табл. 1.

$$\begin{aligned}
 \delta\eta_T^* = & \left[ b_{00} + b_{01} \left( \frac{n/\sqrt{T_\Gamma^*}}{n/\sqrt{T_{\Gamma PT}^*}} \right) + b_{02} \left( \frac{n/\sqrt{T_\Gamma^*}}{n/\sqrt{T_{\Gamma PT}^*}} \right)^2 \right] \\
 & + \left[ b_{10} + b_{11} \left( \frac{n/\sqrt{T_\Gamma^*}}{n/\sqrt{T_{\Gamma PT}^*}} \right) + b_{12} \left( \frac{n/\sqrt{T_\Gamma^*}}{n/\sqrt{T_{\Gamma PT}^*}} \right)^2 \right] \left( \frac{\pi_\Gamma^*}{\pi_{\Gamma PT}^*} \right) \\
 & + \left[ b_{20} + b_{21} \left( \frac{n/\sqrt{T_\Gamma^*}}{n/\sqrt{T_{\Gamma PT}^*}} \right) + b_{22} \left( \frac{n/\sqrt{T_\Gamma^*}}{n/\sqrt{T_{\Gamma PT}^*}} \right)^2 \right] \left( \frac{\pi_\Gamma^*}{\pi_{\Gamma PT}^*} \right)^2 \\
 & + \left[ b_{30} + b_{31} \left( \frac{n/\sqrt{T_\Gamma^*}}{n/\sqrt{T_{\Gamma PT}^*}} \right) + b_{32} \left( \frac{n/\sqrt{T_\Gamma^*}}{n/\sqrt{T_{\Gamma PT}^*}} \right)^2 \right] \left( \frac{\pi_\Gamma^*}{\pi_{\Gamma PT}^*} \right)^3
 \end{aligned} \tag{4}$$

**Табл. 1.** Значения коэффициентов в полиномиальной зависимости (4)

$j$	0	1	2	3
$b_{j0}$	2,46936	-8,05615	13,98879	-7,85950
$b_{j1}$	-1,09071	7,952975	-16,70157	10,69266
$b_{j2}$	0,07109	-1,86795	5,33062	-3,96577

Пересчет КПД ТВД с адиабатическим расширением с помощью двухпараметрического полинома (4) дает значение с погрешностью - 0,93...1,09 % от значений, полученных в исследуемых точках по результатам численного исследования.

Поправку пропускной способности турбины с адиабатическим расширением на изотермическое расширение, ввиду сложности зависимости, аппроксимировать двухпараметрическим полиномом не представляется возможным, однако ей можно пренебречь ввиду малого значения.

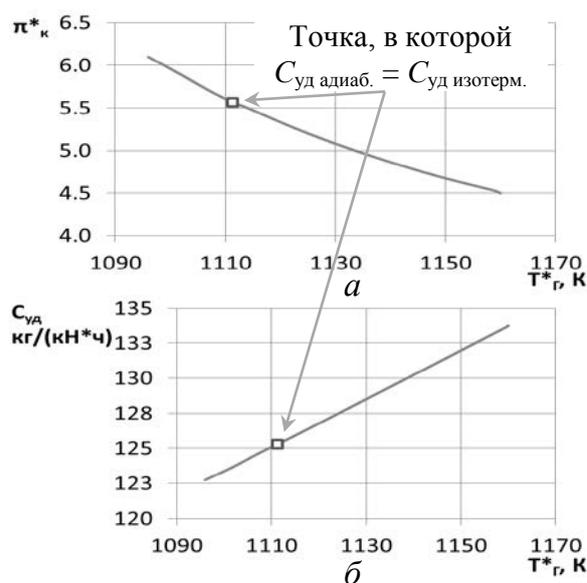
**Пятая глава** посвящена термодинамическому исследованию применения изотермического расширения в турбине ТРД(Ф) и ТРДД(Ф)<sub>см</sub>.

Установлено, что достоинство организации изотермического расширения в турбине ТРД и ТРДД<sub>см</sub> с неизменными параметрами цикла и геометрическими параметрами турбины заключается в увеличении тяги на всех режимах полета (табл. 2 (вариант 1)).

Изотермическое расширение в ТРДД<sub>см</sub> целесообразно организовывать только в ТВД. При подводе топлива как в ТВД так и в ТНД, выигрыш в тяге выше на 7,6 %, чем при изотермическом расширении только в ТВД, однако удельный расход топлива в этом случае увеличивается существенно (на 12,8 %), чем увеличивается тяга. В случае изотермического расширения только в ТНД, выигрыш в тяге существенно меньше, а удельный расход топлива совпадает с этим параметром при изотермическом расширении только в ТВД.

Исследование варьирования параметров цикла ТРД показало, что уменьшение температуры газа перед турбиной более чем на 12,4 % при увеличении степени повышения давления более чем на 22,9 % позволяет получить более эффективный двигатель с меньшей максимальной возможной температурой газа на входе в РЛ турбины при неизменном значении тяги (рис. 8).

В случае ТРДД<sub>см</sub> не удастся обеспечить требуемую тягу и низкий удельный расход топлива при низком значении максимально возможной температуры газа на входе в РЛ



**Рис. 8.** Зависимость степени повышения давления в компрессоре (а) и удельного расхода топлива (б) ТРД с изотермическим расширением в турбине при постоянной тяге, равной тяге ТРД с адиабатическим расширением

ТВД. Однако ее уменьшение возможно при увеличенном значении удельного расхода топлива. Например, при уменьшении температуры газа перед ТВД на 14,8 %, степени повышения давления в КНД на 5,0 %, неизменной степени двухконтурности и степени повышения давления в КВД, максимально возможная температура газа на входе в РЛ ТВД с изотермическим расширением совпадает с температурой газа на входе в РЛ ТВД с адиабатическим расширением, удельный расход топлива при этом выше на 6,9 %.

На рис. 9 представлены ВСХ ТРД с адиабатическим и изотермическим расширением (два варианта), рассчитанные с учетом характеристик турбины при полноте сгорания топлива в турбине 0,995. Независимо от высоты и скорости полета, изотермическое расширение в турбине ТРД приводит к увеличению тяги двигателя. С увеличением скорости полета удельный расход топлива ТРД с изотермическим расширением становится меньше удельного расхода топлива ТРД с адиабатическим расширением.

На рис. 10 представлены аналогичные зависимости для ТРДД<sub>см</sub>. В данном случае тяга двигателя с изотермическим расширением также выше тяги двигателя с адиабатическим расширением независимо от высоты и скорости полета. С ростом скорости полета сокращается разница удельного расхода топлива ТРДД<sub>см</sub> с изотермическим и адиабатическим расширением, однако медленнее, чем для ТРД.

Основным достоинством ГТД с изотермическим расширением является большое значение оптимальной суммарной степени повышения давления, которое, помимо возможности уменьшения температуры газа перед турбиной (на величину 10 – 15 % в анализируемых расчетных моделях), обеспечивает повышение эффективности работы ГТД с изотермическим расширением в турбине при увеличении скорости полета.

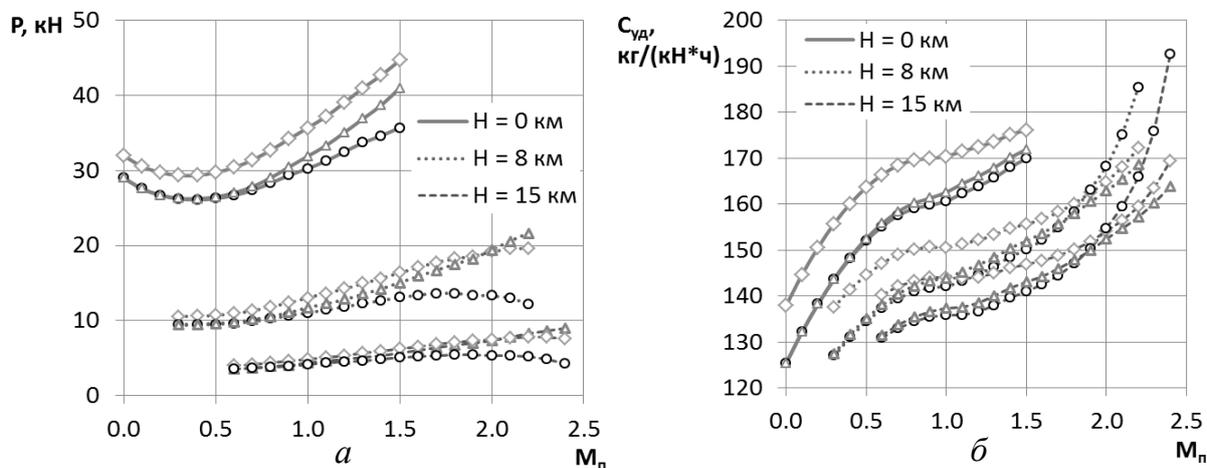
При сохранении температуры газа перед турбиной, ГТД с изотермическим расширением в турбине обладает большей удельной тягой, а значит, для получения требуемой тяги необходим меньший расход воздуха, и, соответственно, диаметральные размеры двигателя.

Чем меньше степень двухконтурности ГТД, тем эффективнее изотермическое расширение, поскольку тепло в турбине подводится к большему объему газа.

Таким образом, выявлено, что двигатель с изотермическим расширением в турбине наиболее целесообразно применять для самолетов военного и гражданского назначения со сверхзвуковой скоростью полета и небольшой степенью двухконтурности.

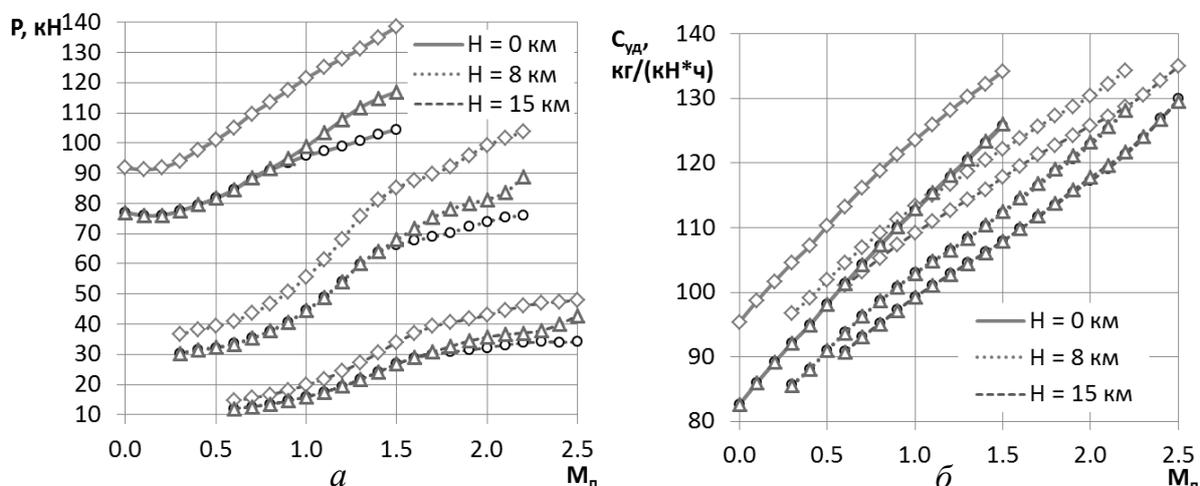
Подвод топлива в турбине может производиться непрерывно, или включаться на режимах с требуемым повышенным значением тяги для кратковременного форсирования ГТД. Достоинством форсирования ГТД за счет организации изотермического расширения является небольшое увеличение массы и размеров в сравнении с ГТД с ФК.

Отдельно следует выделить возможность применения изотермического расширения в турбине короткоресурсных ТРД особого назначения. В данном классе двигателей не так опасен перегрев рабочей лопатки турбины и особо важны малые размеры и масса ГТД при требовании высокого значения тяги.



- – ТРД с адиабатическим расширением
- ◇ – ТРД с изотермическим расширением и геометрическими параметрами и параметрами цикла как у ТРД с адиабатическим расширением (**Вариант 1**)
- △ – ТРД с изотермическим расширением и тягой и удельным расходом топлива на взлетном режиме как у ТРД с адиабатическим расширением (**Вариант 2**)

**Рис. 9.** Зависимость тяги (*a*) и удельного расхода топлива (*б*) ТРД от числа Маха и высоты полета



- – ТРД<sub>см</sub> с адиабатическим расширением
- ◇ – ТРД<sub>см</sub> с изотермическим расширением и геометрическими параметрами и параметрами цикла как у ТРД<sub>см</sub> с адиабатическим расширением (**Вариант 1**)
- △ – ТРД<sub>см</sub> с изотермическим расширением и тягой и удельным расходом топлива на взлетном режиме как у ТРД<sub>см</sub> с адиабатическим расширением (**Вариант 2**)

**Рис. 10.** Зависимость тяги (*a*) и удельного расхода топлива (*б*) ТРД<sub>см</sub> от числа Маха и высоты полета

**Табл. 2.** Относительная разница тяги и удельного расхода топлива ГТД с изотермическим и адиабатическим расширением на некоторых режимах

Режим полета	ТРД				ТРД <sub>см</sub>			
	Вариант1		Вариант 2		Вариант1		Вариант 2	
	$\delta P, \%$	$\delta C_{удr}, \%$	$\delta P, \%$	$\delta C_{удr}, \%$	$\delta P, \%$	$\delta C_{удr}, \%$	$\delta P, \%$	$\delta C_{удr}, \%$
$M_n = 0, H_n = 0$ км	10,2	10,0	0,0	0,0	19,2	15,5	0,0	0,0
$M_n = 2,2, H_n = 8$ км	60,7	-7,1	77,1	-9,1	36,6	4,8	16,9	-0,1
$M_n = 2,4, H_n = 15$ км	78,9	-12,1	112,3	-15,0	40,8	3,9	25,5	-0,3

В наземных ГТД изотермическое расширение в турбине, как способ достижения требуемой мощности при меньшей температуре газа перед турбиной, может применяться для снижения уровня эмиссии.

Для перспективных двигателей усложнение термодинамического цикла за счет изотермического расширения в турбине может служить хорошей альтернативой циклу ГТД с адиабатическим расширением. Поскольку возможность увеличения температуры газа перед турбиной при формировании двигателя нового поколения близится к пределу.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Сформированы теоретические основы изотермического расширения применительно к турбине ГТД. Впервые получены уравнения работы и термического КПД идеального цикла ГТД с изотермическим расширением в турбине, выявлены закономерности влияния параметров цикла на его работу и термический КПД.

Разработана методика термодинамического расчета турбины ГТД с изотермическим расширением и ее математическая модель в составе базового модуля «Турбина газовая» СИМ *DVIgWT*. Модуль расчета турбины с изотермическим расширением (*Turbinals*) (зарегистрирован в Роспатенте № 2016614665 от 27.04.2016 г.) позволяет синтезировать модели ГТД с изотермическим расширением в турбине на проектном режиме и выполнять расчет характеристик ГТД.

Относительная разница результатов расчета ТРД по методике термодинамического расчета турбины с изотермическим расширением и эквивалентной модели с многократным промежуточным подводом тепла не превышает 0,2 %, что подтверждает адекватность разработанной методики.

2. На основе численного исследования изотермического расширения в турбине ГТД определено следующее:

- топливо в канал турбины наиболее целесообразно подавать через сопловой аппарат турбины. Приведенная скорость истечения топлива в канал турбины должна быть около 0,4. Отверстия для подвода топлива следует располагать в верхней части сопловой лопатки, для уменьшения температуры у стенки рабочей лопатки в относительном движении (до 55 К для исследуемой турбины);

- применение изотермического расширения в одноступенчатой турбине с заданной геометрией приводит к уменьшению КПД на 2–5 % при увеличении приведенной скорости и уменьшении угла потока на выходе вследствие увеличения степени реактивности турбины. Уменьшается температура газа на входе в турбину или степень понижения давления на 7–10 % при сохранении работы турбины;

- фактическое изменение температуры заторможенного потока вдоль МЛК турбины не является изотермическим и имеет пик на входе в рабочую лопатку. Фактическая максимальная температура в межлопаточном канале турбины по результатам численного эксперимента меньше, чем максимально возможная на 21 К. Теоретически, пик температуры можно

уменьшить путем организации процесса горения большей части топлива в МЛК, однако это может вызвать местный перегрев рабочей лопатки. Поэтому исследование способа сжигания топлива в МЛК необходимо проводить на основе совмещенного теплового и газодинамического расчета.

3. Впервые получена характеристика турбины с изотермическим расширением на основе трехмерного моделирования, позволяющая выполнять термодинамический расчет характеристик ГТД с изотермическим расширением в турбине с учетом изменения режима ее работы.

По результатам численного исследования работы турбины ГТД с адиабатическим и изотермическим расширением на нерасчетных режимах впервые определены поправки характеристики турбины с адиабатическим расширением на изотермическое расширение, которые могут применяться для пересчета известной характеристики одноступенчатой турбины с адиабатическим расширением в характеристику турбины с изотермическим расширением.

4. Выявлено, что достоинство организации изотермического расширения в турбине (высокого давления) ТРД и ТРДД<sub>см</sub> с неизменными параметрами цикла и геометрическими параметрами турбины заключается в увеличении тяги: для ТРД на взлетном режиме тяга увеличивается на 10,2 %, для ТРДД<sub>см</sub> – на 19,2 %.

Изотермическое расширение в турбине ГТД тем эффективнее, чем выше степень повышения давления в компрессоре и ниже степень двухконтурности. Поэтому можно получить ГТД с требуемой эффективностью и тягой при меньшей на 10–12 % температуре газа перед турбиной. В случае ТРДД<sub>см</sub> при этом максимально возможная температура газа на входе в РЛ ТВД выше, чем при адиабатическом расширении; обеспечение меньшей максимально возможной температуры возможно ценой увеличения удельного расхода топлива.

При увеличении скорости полета наблюдается тенденция увеличения эффективности ГТД с изотермическим расширением. Например, для ТРД с изотермическим расширением и тягой и удельным расходом топлива на взлетном режиме как в ТРД с адиабатическим расширением выигрыш в тяге на режиме  $M_{п} = 2,4$ ,  $H_{п} = 15$  км составляет 112,3 %, удельный расход топлива при этом ниже, чем у ТРД с адиабатическим расширением на 15 %.

Полученные результаты подтверждают эффективность применения изотермического расширения как способа совершенствования термодинамического цикла ТРД и ТРДД с малой степенью двухконтурности. В связи с высокой эффективностью при больших степенях повышения давления в компрессоре и снижении температуры газа перед турбиной изотермическое расширение в турбине целесообразно применять в двигателях VI поколения.

Детальное исследование процессов горения топлива в канале турбины, формирование методологии проектирования высокоэффективной турбины с изотермическим расширением, а так же проработка конструктивной реализации изотермического расширения в турбине являются перспективными направлениями развития тематики данной диссертации.

**Основные научные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:**

*В рецензируемых журналах из списка ВАК:*

1. Мураева, М. А. Изотермический подвод тепла в турбине авиационных ГТД / М. А. Мураева, В. Ф. Харитонов, И. М. Горюнов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2014. – Т. 18, № 1. – С. 11-18.

2. Мураева, М. А. Оценка эффективности процесса горения в межлопаточном канале турбины для реализации изотермического расширения / М. А. Мураева, В. Ф. Харитонов, И. М. Горюнов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2015. – Т. 19, № 2. – С. 87-92.

3. Мураева, М. А. Цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине / М. А. Мураева, И. М. Горюнов, В. Ф. Харитонов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2015. – Т. 19, № 2. – С. 111-118.

4. Мураева, М. А. Термодинамические основы изотермического расширения и методика расчета турбины ГТД с изотермическим расширением / М. А. Мураева, И. М. Горюнов, В. Ф. Харитонов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2015. – Т. 19, № 3. – С. 111-118.

5. Мураева, М. А. Эффективность применения изотермического расширения в турбине ГТД различных схем / М. А. Мураева, И. М. Горюнов, В. Ф. Харитонов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2016. – Т.20, №1 (71). – С. 108-115.

*В других изданиях:*

6. Мураева, М. А. Исследование процесса дожигания топлива в межлопаточном канале турбины. / М. А. Мураева // Мавлютовские чтения: Всероссийская молодежная научная конференция: сб. тр. в 5 т. Том 1 / Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. – Уфа: УГАТУ, 2013. –116 с. – С. 24.

7. Мураева, М. А. Дожигание топлива в межлопаточном канале турбины. / М. А. Мураева // Молодежь и будущее авиации и космонавтики: Международный межотраслевой молодежный научно-технический форум. / Московский авиационный институт (нац. иссл. ун-т). – Москва: МАИ, 2013. – 349 с. – С. 117-118.

8. Мураева, М. А. Оптимизация процесса дожигания топлива в межлопаточном канале турбины. / М. А. Мураева // XII Королёвские чтения: Международная молодежная научная конференция: сб. тр. / Самарский гос. авиац. ун-т. (нац. иссл. ун-т). – Самара: СГАУ, 2013. – 271 с. – С. 77.

9. Мураева, М. А. Термодинамический цикл ГТУ с дожиганием топлива в межлопаточном канале рабочего колеса турбины. / М. А. Мураева // Проблемы и перспективы развития авиации и авиастроения России: Всероссийская научно-техническая конференция. / Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. – Уфа: УГАТУ, 2013. – 251 с. – С. 105-109.

10. Мураева, М. А. Термодинамические основы изотермического расширения в турбине ГТД. / М. А. Мураева, Д. М. Сайфутдинова // XL Гагаринские чтения: Международная молодежная научная конференция: сб. тр. в 9 т. Том 2 // МАТИ-РГТУ. – Москва: МАТИ, 2014. – 364 с. – С. 298-299.

11. Мураева, М. А. Анализ высотно-скоростных характеристик ГТД с адиабатическим и изотермическим расширением в турбине. / М. А. Мураева // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Международная научно-техническая конференция: сб. тр. в 2 ч. Часть 2. / Самарский гос. авиац. ун-т. (нац. иссл. ун-т). – Самара: СГАУ, 2014. – 215 с. – С. 138-139.

12. Мураева, М. А. Анализ целесообразности организации изотермического расширения в турбине авиационных ГТД. / М. А. Мураева // Мавлютовские чтения: Всероссийская молодежная научная конференция: сб. тр. в 3 т. Т. 1 / Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. – Уфа: УГАТУ, 2015. – 101 с. – С. 67-68.

13. Мураева, М. А. Анализ цикла ГТД с изотермическим расширением в турбине. / М. А. Мураева, И. М. Горюнов, В. Ф. Харитонов // Авиадвигатели XXI века: Всероссийская научно-техническая конференция. / ФГУП «ЦИАМ» им. Баранова – Москва: ЦИАМ, 2015. – 1133 с. – С. 87-89.

14. Мураева, М. А. Моделирование процесса сжигания топлива в межлопаточном канале турбины. / М. А. Мураева, И. М. Горюнов, В. Ф. Харитонов // Авиадвигатели XXI века: Всероссийская научно-техническая конференция. / ФГУП «ЦИАМ» им. Баранова – Москва: ЦИАМ, 2015. – 1133 с. – С. 306-308.

15. Мураева, М. А. Численное исследование изотермического расширения в турбине. / М. А. Мураева, И. М. Горюнов // Мавлютовские чтения: Российская научно-техническая конференция: сб. тр. в 7 т. Т. 2. Проблемы расчета, проектирования и производства авиационно-ракетной техники / Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. – Уфа: УГАТУ, 2016. – 118 с. – С. 71-74.

16. Мураева, М. А. Расчет и анализ характеристики турбины с изотермическим расширением. / М. А. Мураева // Мавлютовские чтения: Российская научно-техническая конференция: сб. тр. в 7 т. Т. 2. Проблемы расчета, проектирования и производства авиационно-ракетной техники / Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. – Уфа: УГАТУ, 2016. – 118 с. – С. 66-70.

17. Мураева, М. А. Характеристика турбины с изотермическим расширением и учет ее влияния на ВСХ ГТД / М. А. Мураева, И. М. Горюнов // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 22-24 июня 2016г. / Самарский университет. – Самара: Самарский университет, 2016. В 2 ч. Ч.1 – 256 с. – С. 73-74.

18. Мураева, М. А. Изотермическое расширение в турбине газотурбинного двигателя / М. А. Мураева // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 22-24 июня 2016 г. / Самарский университет – Самара: Самарский университет, 2016. В 2 ч. Ч.1 – 256 с. – С. 71-73.

Диссертант

М. А. Мураева

МУРАЕВА Мария Алексеевна

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО  
РАСШИРЕНИЯ В ТУРБИНЕ  
НА УЛУЧШЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА  
И ХАРАКТЕРИСТИК ГТД

Специальность:

05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели  
и энергоустановки летательных аппаратов

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Подписано в печать 00.00.20\_\_ . Формат 60×84 1/16  
Бумага офсетная. Печать плоская. Гарнитура Times New Roman.

Усл. печ. л. \_\_\_\_. Уч.-изд. л. \_\_\_\_.

Тираж \_\_ экз. Заказ № \_\_\_\_.

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный  
технический университет»

Редакционно-издательский комплекс УГАТУ  
450008, Уфа-центр, ул. К. Маркса, 12