

На правах рукописи



**КОФМАН Вячеслав Моисеевич**

**МЕТОДОЛОГИЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ  
МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ  
И ИХ УЗЛОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ**

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

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

**Уфа – 2016**

Работа выполнена в ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» на кафедре авиационной теплотехники и теплоэнергетики

**Официальные оппоненты**

Ланшин Александр Игоревич,  
доктор технических наук, ст. науч. сотрудник,  
ЦИАМ им.П.И. Баранова,  
Научный руководитель –  
зам. Генерального директора

Ремизов Александр Евгеньевич,  
доктор технических наук, профессор,  
РГАТУ им. П.А. Соловьева,  
заведующий кафедрой Авиационные  
двигатели

Сипатов Алексей Матвеевич,  
доктор технических наук,  
АО «ОДК–Авиадвигатель»,  
начальник отдела камер сгорания

**Ведущая организация:** ФГБОУ ВО «Пермский национальный исследовательский политехнический университет».

Защита состоится «25» апреля 2017г. в 10.00 часов на заседании диссертационного совета Д212.288.10 на базе ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» по адресу: 450008, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12.

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

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2017 г.

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



Ф.Г.Бакиров

## Общая характеристика работы

### Актуальность темы диссертации.

1. Основной приоритетной задачей авиационного двигателестроения РФ является разработка и создание конкурентоспособных авиационных ГТД 5-го и 6-го поколений с низким удельным расходом топлива, с высокой удельной тягой, малой удельной массой, с низким уровнем эмиссии вредных веществ и шума, высоким ресурсом деталей.

Достижение этих целей может быть реализовано за счет увеличения параметров термодинамического цикла ГТД, применения термодинамических циклов с регенерацией теплоты и промежуточным охлаждением, применения высоконагруженных ступеней в вентиляторах, компрессорах и турбинах, применения новых (композиционных) материалов в компрессорах, жаропрочных монокристаллических никелевых сплавов в лопатках турбины, термобарьерных покрытий на деталях горячей части двигателя, применения новых конструкторских решений.

Решение поставленной задачи требует в процессе доводки ГТД существенного увеличения объемов испытаний (термогазодинамических, теплофизических, прочностных) его элементов, узлов и двигателя в целом. Значительное место в общем объеме испытаний занимают термогазодинамические испытания ГТД и их узлов, которые включают:

- автономные испытания узлов ГТД (вентиляторов, компрессоров, камер сгорания, турбин) на компрессорных, камерных и турбинных стендах,
- испытания узлов ГТД в условиях их взаимодействия при работе в системе опытных газогенераторов (ГГ) и ГТД,
- испытания ГТД на наземном и высотном стендах.

Каждый этап доводки узлов и ГТД завершается обработкой результатов испытаний с помощью специальных математических моделей (ММ) и соответствующих программ для ЭВМ.

Поля скоростей, полных давлений и температур торможения воздушных и газовых потоков на входе и выходе из узлов ГТД являются неравномерными. Поэтому в сечениях на входе и выходе из узлов при их испытаниях по результатам измерений рассчитываются средние величины параметров потоков в этих сечениях, и, далее, рассчитываются КПД узлов. Задача осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков и определения по средним параметрам величин КПД узлов и других показателей их газодинамической эффективности является в практике доводки авиационных ГТД необходимым этапом и относится к классу обратных задач – задач параметрической идентификации (ПИ) ММ узлов.

При использовании для обработки результатов испытаний ГТД и его узлов различных способов осреднения «часть свойств потока газа неизбежно утрачивается» (Л.И. Седов). Это приводит к отличию величин средних параметров, полученных по тому или иному способу осреднения в сечениях на входе и выходе из узла, и к отличию при различных способах осреднения величин КПД одноименных узлов. В процессе доводки ГТД большое значение имеет «каждый процент КПД» узла. Поэтому «задача о выборе правильных

методов осреднения параметров состояния и движения газа» является «важной» (Л. И. Седов, Г. Г. Черный) и «общей» (Г. С. Самойлович). Следовательно, разработка универсальных программ расчета на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков по различным способам и установление научно-обоснованных способов осреднения, обеспечивающих определение по результатам испытаний с высокой достоверностью и точностью КПД и других показателей эффективности узлов ГТД, является важной и актуальной проблемой в практике современного авиационного двигателестроения.

2. Полученные при автономных испытаниях величины КПД узлов и их ММ требуют уточнения, так как в процессе этих испытаний не в полной мере обеспечиваются условия работы узлов, имеющие место при эксплуатации ГТД. Поэтому, в процессе доводки узлов ГТД по результатам их испытаний в системе ГТД или опытного газогенератора (ГГ) на наземном стенде (при работе узлов в условиях их газодинамического взаимодействия), производится экспериментально-расчетная оценка достигнутого уровня и оценка изменения КПД узлов в случае введения в их конструкцию различных усовершенствований. От результатов этой оценки и ее достоверности зависит направление дальнейших расчетных и доводочных работ и объем испытаний узлов. Поэтому разработка методик для идентификации ММ узлов при их работе в системе ГТД, а также разработка специальных обратных термогазодинамических задач (ОТГЗ) для оценки достигнутого уровня КПД узлов при их работе в системе опытного ГГ ГТД является одной из важных и актуальных задач, решение которой обеспечивает целенаправленную доводку узлов двигателя.

3. На заключительных этапах доводки ГТД проводятся его испытания на наземном и высотном стендах для оценки соответствия выходных параметров двигателя требованиям технического задания. По результатам этих испытаний производятся ПИ ММ ГТД и окончательная оценка достигнутого уровня КПД узлов. При работе ГТД в высотно-скоростных условиях проявляется влияние на характеристики узлов ГТД эксплуатационных факторов. К ним относятся упругая раскрутка рабочих лопаток компрессора (вентилятора) в периферийных сечениях, уменьшение чисел Рейнольдса в потоках воздуха и газа на входе в узлы. Влияние эксплуатационных факторов приводит к нарушению условий геометрического и динамического подобия работы узлов ГТД. Поэтому для получения окончательных сведений о достигнутом уровне КПД узлов данные, полученные при их автономных испытаниях и при испытаниях узлов в системе опытного ГГ или ГТД на наземном стенде, необходимо уточнять по результатам испытаний узлов в системе ГТД на высотном стенде.

Полученная по результатам ПИ нелинейная ММ ГТД на установившихся режимах, адекватно отражающая на каждом из этапов доводки ГТД его характеристики, является важным инструментом, применяемым в авиационных ОКБ на всех этапах проектирования, доводки, стендовых и летных испытаний, серийного производства и эксплуатации ГТД. Поэтому разработка

эффективных методов ПИ ММ ГТД по результатам их стендовых испытаний и, на этой основе, получение адекватных ММ ГТД, обеспечивающих целенаправленную и ускоренную доводку ГТД и его узлов, является одной из важных и актуальных научно-технических проблем современного авиационного двигателестроения

#### **Степень разработанности темы.**

1) Анализ работ, по применяемым способам осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков при обработке результатов испытаний ГТД и их узлов, показал, что к настоящему времени:

– отсутствуют универсальные ММ и программы расчета на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков по различным способам и с учетом изменения теплофизических свойств воздуха и газа,

– не установлены обоснованные способы осреднения, при использовании которых величины основных интегральных характеристик одномерного осредненного канонического потока (потоков массы, теплосодержания, энтропии, импульса, кинетической энергии) и среднего статического давления сохраняются равными величинам соответствующих параметров действительного неравномерного потока,

2) Анализ работ по существующим методам ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам испытаний ГТД на наземном и высотном стендах показал, что применяемые в практике так называемые традиционный метод увязки параметров (ТМУ) и формальные методы ПИ ММ ГТД (метод наименьших квадратов (МНК), метод уравнивания и другие) имеют ограничения. Ограничением ТМУ является невысокая эффективность при поиске таких величин априорно задаваемых коэффициентов характеристик узлов, которые обеспечивают сходимость расчетных и измеренных при испытаниях параметров ГТД в эксплуатационных условиях и на режимах, имевших место при испытаниях. Поиск априорно задаваемых коэффициентов в ТМУ сводится к перебору их величин без какого-либо формального условия и зависит от опыта инженера, проводящего идентификацию.

Основным ограничением формальных методов ПИ ММ ГТД является принятие в них допущения о независимости между собой неизвестных поправок  $\delta x_n$  к уточняемым коэффициентам (параметрам) характеристик узлов  $x_n$ . В результате решения задачи ПИ ММ ГТД могут быть получены такие сочетания величин параметров характеристик узлов  $x_n$ , при которых формально обеспечивается хорошая сходимость расчетных параметров ГТД с экспериментальными данными, но которые физически не реализуемы.

**Целью диссертационной работы** является решение актуальной научно-практической проблемы – разработка методологии параметрической идентификации (ПИ) ММ узлов ГТД по результатам их автономных испытаний по параметрам неравномерных воздушных и газовых потоков и ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам стендовых испытаний ГТД и ГТД.

Исходя из цели работы, для ее реализации, при едином методическом подходе по учету теплофизических свойств воздуха и газа, необходимо решить следующие задачи:

1. Разработать ММ и универсальную программу расчета на ЭВМ для осреднения по различным способам параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков на входе и выходе узлов ГТД.

2. Установить обоснованные способы осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков для обработки результатов автономных испытаний компрессоров, камер сгорания и турбин и испытаний этих узлов в системе ГТД.

3. Разработать систему ММ и программ расчета на ЭВМ для определения показателей эффективности компрессоров, вентиляторов, камер сгорания и турбин по результатам их автономных испытаний на компрессорных, камерных и турбинных стендах.

4. Разработать методики ПИ ММ компрессоров (вентиляторов) и турбин при их работе в системе ГГ ГТД и ГТД как нелинейных функций нескольких переменных.

5. Разработать методики и ММ ОТГЗ для экспериментально-расчетной оценки показателей эффективности основных камер сгорания и турбин при их работе в системе ГТД и в системе ГГ ГТД.

6. Разработать метод ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам испытаний ГТД на наземных и высотных стендах, устраняющий ограничения присущие применяемым в практике традиционному методу увязки параметров и формальным методам ПИ.

#### **Научная новизна результатов.**

1. Установлено, что наиболее обоснованным способом осреднения параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков для экспериментально-расчетного определения коэффициента восстановления полного давления входных устройств, КПД и других показателей газодинамической эффективности компрессоров (вентиляторов), для экспериментально-расчетного определения коэффициента восстановления полного давления в камере сгорания ( $\sigma_{\text{кс}}$ ) и КПД турбины ГТД является способ осреднения по массовому расходу. При этом способы величины интегральных характеристик  $G, I, I^*, \Phi, S, E$  осредненного потока и его среднее статическое давление сохраняются равными величинам соответствующих параметров действительного неравномерного потока.

Обоснованность способа осреднения по массовому расходу проверена для диапазонов изменения в воздушных и газовых потоках приведенной среднемассовой скорости  $\lambda_{\text{м}}=0,065...0,72$ , коэффициента поля (характеризующего неравномерность поля скоростей)  $\tau_{\text{r}}=1,031...1,36$ , коэффициента неравномерности температуры торможения  $(T_{\text{max}}^*/T_{\text{min}}^*)=1...1,8$ , коэффициента окружной неравномерности полного давления  $(p_{\text{max}}^*/p_{\text{min}}^*)=1,11...1,24$ .

2. Установлено, что величины среднего полного давления, КПД и показателей эффективности входных устройств, компрессоров, при способе осреднения воздушных потоков с сохранением  $G, I^*, S$  и при относительно невысокой неравномерности температуры торможения в потоке воздуха на выходе из компрессоров  $(T_{к.маx}^*/T_{к.мин}^*)=1,0...1,088$ , равны величинам соответствующих параметров при осреднении по массовому расходу.

3. Установлена степень влияния неравномерности температуры торможения газового потока, при  $(T_{г.маx}^*/T_{г.мин}^*)=1,56...1,8$ , на интегральные характеристики действительного потока и на средние параметры осредненных канонических потоков на входе и выходе из турбины и на выходе из камеры сгорания.

4. Путем численного исследования с помощью ММ вентилятора ГТД установлена степень влияния влажности в неравномерном потоке воздуха на входе в вентилятор ГТД на интегральные характеристики потока, на КПД и параметры вентилятора.

5. Путем численного исследования с помощью ММ турбины ГТД установлена степень влияния влажности в потоке воздуха на входе в турбину при ее испытаниях на турбинном стенде на КПД турбины. Установлена степень изменения КПД турбины в случае перехода ее работы на турбинном воздушном стенде с воздуха на смесь воздуха с продуктами сгорания.

6. Путем численного исследования с помощью ММ камеры сгорания ГТД установлена степень влияния влажности в потоке воздуха на входе камеру сгорания при ее автономных испытаниях на камерном стенде на величину коэффициента полноты сгорания ( $\eta_r$ ).

7. Разработан методический подход для ПИ ММ компрессоров (вентиляторов) и турбин по результатам их испытаний в системе ГТД, базирующийся на применении полиномиальной формы представления ММ компрессоров и турбин и метода малых отклонений. Разработаны и апробированы ММ и программы расчета на ЭВМ для ПИ ММ компрессоров и турбин как нелинейных функций нескольких переменных с оценкой влияния на их характеристики эксплуатационных факторов (упругой раскрутки рабочих лопаток компрессора, числа Рейнольдса).

8. Разработана, апробирована и верифицирована методика и ММ ОТГЗ для экспериментально-расчетной оценки коэффициента восстановления полного давления ( $\sigma_{кc}$ ) в камере сгорания по штатно измеряемым в процессе стендовых испытаний ГТД параметрам.

9. Разработана, апробирована и верифицирована методика и ММ ОТГЗ для экспериментально-расчетной оценки коэффициентов  $\sigma_{кc}$  и  $\eta_r$  в камере сгорания при испытаниях ГТД с измерением при испытаниях поля температуры торможения газа за турбиной.

10. Разработана и апробирована методика и ММ ОТГЗ для экспериментально-расчетной оценки КПД турбины и показателей эффективности камеры сгорания при испытаниях ГТД с измерением при

испытаниях полей температуры торможения и полного давления газа за турбиной.

11. Разработан, апробирован и верифицирован новый метод ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам испытаний ГТД на наземном и высотном стендах. Метод базируется на использовании ММ обратной и прямой ТГЗ и задачи оптимизации. Входящая в разработанный метод ПИ задача оптимизации является общей для всех типов и схем ГТД.

### **Теоретическая и практическая значимость работы.**

Разработанные:

– ММ и программа осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков, результаты исследований по установлению обоснованных способов осреднения, ММ и программы для расчета показателей эффективности компрессоров, камер сгорания и турбин по результатам их автономных испытаний,

– ММ и программы ПИ ММ компрессоров, турбин по результатам их испытаний в системе ГТД, ММ обратных ТГЗ для оценки коэффициентов  $\sigma_{\text{КС}}$  и  $\eta_{\text{Г}}$  в основных камерах сгорания, КПД турбин по результатам их испытаний в системе ГТД, новый метод ПИ ММ ГТД,

в совокупности представляют собой методологию ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам испытаний.

Разработанная и апробированная методология позволяет повысить при обработке результатов испытаний ГТД и их узлов точность определения КПД узлов, получать адекватные ММ ГТД и, на этой основе, целенаправленно производить доводку ГТД и сокращать объем их испытаний.

**Методы исследования.** Для решения поставленных задач использовались методы технической термодинамики и прикладной газовой динамики, методы теории подобия, методы теории и расчета ВРД и авиационных лопаточных машин, методы математической статистики, методы программирования на ЭВМ, методы математического моделирования.

### **Результаты, выносимые на защиту.**

1. ММ и универсальная программа расчета на ЭВМ для осреднения по различным способам параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков в каналах ГТД.

2. Результаты исследований по установлению обоснованных способов осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков при обработке результатов автономных испытаний узлов ГТД.

3. ММ и программа расчета на ЭВМ для определения КПД компрессоров (вентиляторов) по результатам их автономных испытаний и для ПИ ММ компрессоров (вентиляторов) по результатам их испытаний в системе ГТД.

4. ММ и программа расчета на ЭВМ для определения КПД турбины по результатам ее автономных испытаний на турбинном стенде.

5. ММ и программы расчета на ЭВМ для определения коэффициента полноты сгорания в камере сгорания ГТД при автономных испытаниях камеры на камерном стенде с камерой и без камеры подогрева воздуха на входе.



6. ММ ОТГЗ и программы расчета на ЭВМ для экспериментально-расчетной оценки показателей эффективности основных камер сгорания и КПД турбины при их работе в системе ГГ ГТД.

7. Методика ПИ ММ турбины при ее работе в системе ГГ ГТД.

8. Метод ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам испытаний ГТД на наземных и высотных стендах.

9. Результаты апробации и верификации разработанных ММ и программ.

**Достоверность результатов.** Достоверность научных результатов исследований и полученных в работе выводов основывается: на использовании во всех разработанных программах РТМ 1667 – 83 по учету теплофизических свойств рабочего тела, разработанного в ЦИАМ им. П. И. Баранова; на верификации результатов ПИ ММ узлов и ГТД путем сравнения результатов расчетов, полученных с помощью идентифицированной ММ ГТД, с результатами эксперимента.

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

Результаты работы по идентификации ММ вентилятора и компрессора ГТД, по исследованию влияния влажности в неравномерном воздушном потоке на КПД вентилятора и компрессора – внедрены и использованы в процессе доводки ГТД во ФГУП «НПЦ газотурбостроения «Салют» (Москва) и ПАО «УМПО» (Уфа).

Результаты работы по определению КПД турбины ГТД при ее автономных испытаниях на турбинном стенде, по определению КПД вентилятора при окружной неравномерности полного давления на входе, по исследованию влияния влажности в неравномерном воздушном потоке на КПД вентилятора – внедрены и использованы в ОАО «Авиадвигатель» (Пермь).

Результаты по определению показателей эффективности узлов ГТД по параметрам неравномерных воздушных и газовых потоков, по ПИ ММ узлов и ГТД в виде монографий внедрены и используются в учебных процессах РГАТУ им. П.А. Соловьева (Рыбинск), УГАТУ (Уфа), СГАУ им. С. П. Королева (Самара).

Монографии, в которых изложены результаты диссертационной работы, переданы для использования в практике работы ОАО «Авиадвигатель» (Пермь), ОКБ ОАО НПО «Сатурн» (Рыбинск), ОАО «НПП Аэросила» (Ступино), ФГУП «НПЦ газотурбостроения «Салют» (Москва), ОАО «ОМКБ» (Омск), ОАО «Климов» (С-Петербург), ЦИАМ им. П. И. Баранова (Москва), ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского (Жуковский), ОАО АМНТК «Союз» (Москва), ПАО «Кузнецов» (Самара), «Опытно-конструкторское бюро им. А. Люльки» филиал ПАО «УМПО» (Москва), ПАО «УМПО» (Уфа), НИИ теоретической и прикладной механики СО РАН (Новосибирск), ГНЦ РФ ОАО «ЛИИ им. М. М. Громова» (Жуковский).

Методика и программа расчета на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков по некоторым способам введены и используются в виде РТМ авиационной техники 1685-84 (Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Метод определения скорости и температуры газа в выходном сечении).

**Личный вклад автора.** Личный вклад автора состоит в постановке и решении задач: по разработке ММ и программы для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков и по исследованию и установлению наиболее обоснованных способов осреднения; по разработке и апробации ММ и программ для расчета КПД вентиляторов, компрессоров, камер сгорания и турбин по результатам их испытаний и по исследованию влияния влажности воздуха на КПД этих узлов; по разработке и исследованию эффективности методик и программ по ПИ ММ компрессоров и турбин по результатам их испытаний в системе ГТД; по разработке и апробации ММ ОТГЗ и программ расчета на ЭВМ для оценки КПД турбины и коэффициентов  $\sigma_{кс}$  и  $\eta_{г}$  в камерах сгорания; по разработке, исследованию эффективности и апробации метода ПИ ММ ГТД.

**Апробация работы.** Основные результаты работы докладывались, обсуждались и получили положительную оценку: на научно-технических семинарах в НТЦ им. А. Люльки НПО «Сатурн», (Москва, 2007); в ФГУП «НПЦ газотурбостроения «Салют», (Москва, 2007); в ОАО «Авиадвигатель», (Пермь, 2007); в ПАО «Кузнецов», (Самара, 2011); на четырех отраслевых научно-технических семинарах ЦИАМ, (Москва, 1984, 2009, 2011, 2011); на Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», (Самара, 2014); на XXXIII Всероссийской конференции по проблемам науки и технологий, (Миасс, 2013); на VI Международной научно-практической конференции «Авиационные и ракетно-космические технологии», «АКТО-2012», (Казань, 2012); на III Всероссийской научно-практической конференции с международным участием «Теплофизические основы энергетических технологий», (Томск, 2012); на Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», (Самара, 2011); на VI Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2011», (Казань, 2011); на Всероссийской научно-технической конференции «Научно-технические проблемы современного двигателестроения», (Уфа, 2011); на III и IV Международных научно-технических конференциях «Авиадвигатели XXI века», ЦИАМ, (Москва, 2010, 2015); на XXVIII Российской школе, посвященной 65-летию Южно-Уральского государственного университета, (Миасс, 2008); на X Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2007», (Пермь, 2007); на 5-ой международной научно-технической конференции Inverse Problems: Identification, Design and Control, (Казань-Москва, 2007); на 5-ой отраслевой научно-технической конференции «Автоматизированное проектирование авиационных двигателей», ЦИАМ, (Москва, 1987); на межотраслевой научно-технической конференции «Измерение, обработка и анализ информации при доводке, серийном производстве и эксплуатации авиационных ГТД», ЦИАМ, (Москва, 1979); на 29-ой научно-технической конференции УАИ, (Уфа, 1978).

**Публикации.** Список публикаций по теме диссертации включает 64 научные работы, в том числе: 12 статей в журналах из перечня ВАК, 6 научно-технических отчетов УГАТУ, ФГУП ММП «Салют», ОАО «Авиадвигатель», ПАО «УМПО», 2 монографии, 13 печатных работ, опубликованных в ЦИАМ им. П. И. Баранова, 10 свидетельств РФ о регистрации программ для ЭВМ. Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК, выполнены без соавторов.

**Структура и объем диссертации.** Диссертация состоит из введения, шести глав с выводами к каждой главе, списка литературы, включающего 169 наименований, и 12 Приложений. Основная часть работы изложена на 348 страницах машинописного текста и содержит 24 таблицы и 87 рисунков.

### **КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обосновывается актуальность проблемы, формулируются цель и задачи работы, результаты, выносимые на защиту, научная новизна результатов, приводятся сведения о практической ценности и реализации результатов работы, об апробации работы и публикациях по теме исследования.

**В первой главе** описаны предложенные Л. И. Седовым и Г. Г. Черным теоретические основы осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков. Выполнен анализ применяемых в практике доводки узлов ГТД способов осреднения неравномерных газовых потоков, которые описаны в работах Л. И. Седова, Г. Г. Черного, Г. Н. Абрамовича, Г. С. Самойловича, А. П. Герасимова и Б. С. Виноградова, В. И. Васильева, А. С. Наталевича, О. В. Лыжина и И. И. Межирова, Г. Л. Гродзовского, А. П. Тунакова, Л. Крокко, В. С. Зуева и В. С. Макарона, А. Я. Данцыга, В. П. Лабендика, Н. М. Петрова, О. Б. Минеева, Н. Н. Пономарева, А. Д. Рекина, Е. М. Тарана, В. Я. Изаака, В. А. Шульгина, В. В. Медведева и А. В. Нерадько, J. L. Livesey.

Выполнен анализ применяемых в практике методов ПИ ММ ГТД по результатам их испытаний. К ним относятся традиционный метод увязки параметров, предложенный Б. Н. Амелиным и О. Н. Фаворским, формальные методы идентификации, разработанные и описанные в работах А. П. Тунакова, Е. М. Тарана и В. О. Боровика, С. Ф. Ладыгина, С. К. Бочкарева, А. Я. Дмитриева, В. В. Кулагина, С. В. Makeenko, В. В. Мосоулина, А. А. Мосоулина. Описаны некоторые подходы повышения эффективности идентификации, предложенные в работах С. В. Епифанова и А. Н. Хусточки, А. М. Ахмедзянова, Х. С. Гумерова, Е. П. Марковниковой, Ю. Д. Дегтярева, В. И. Васильева и С. В. Жернакова. Описаны достоинства и ограничения, традиционного и формальных методов идентификации.

**Во второй главе** описаны разработанные ММ и программа на ЭВМ для осреднения параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков в цилиндрических и кольцевых каналах по 12 способам: по площади ( $F$ ), по массовому расходу ( $G$ ), а также с сохранением в осредненном каноническом потоке величин трех интегральных характеристик действительного потока:  $G, I, S$ ;  $G, I, \Phi$ ;  $\Phi, S, I$ ;  $E, G, I$ ;  $E, G, \Phi$ ;  $E, G, S$ ;  $G, \Phi, S$ ;  $G, I^*, S$ ;  $G, I^*, \Phi$ ;  $G, I^*, E$ , где  $G$  – массовый расход,  $I$  – поток

теплосодержания,  $I^*$  – поток полного теплосодержания,  $\Phi$  – поток полного импульса,  $S$  – поток энтропии,  $E$  – поток кинетической энергии. Учет теплофизических свойств газа в программе осуществляется согласно РТМ 1667 – 83. Интегральные характеристики действительного неравномерного потока воздуха и газа в программе рассчитываются по формулам

$$G = \iint_D \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi, \quad I = \iint_D c_p(T) T(r, \varphi) \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi,$$

$$I^* = \iint_D c_p(T^*) T^*(r, \varphi) \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi, \quad \Phi = \iint_D (p(r, \varphi) + \rho(r, \varphi) W^2(r, \varphi)) r dr d\varphi,$$

$$S = R_\Gamma \iint_D \ln \left[ \frac{T(r, \varphi)^{\frac{k(r, \varphi)}{k(r, \varphi) - 1}}}{p(r, \varphi)} \right] \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi, \quad E = \iint_D \frac{1}{2} \rho(r, \varphi) W^3(r, \varphi) r dr d\varphi.$$

Кроме интегральных характеристик неравномерного потока в программе рассчитываются среднемассовая скорость  $c_M$  действительного потока и коэффициент поля  $\tau_r$ , величина которого характеризует неравномерность поля скоростей в потоке

$$c_M = \frac{\iint_D \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi}{\iint_D \rho(r, \varphi) r dr d\varphi}, \quad \tau_r = \frac{\iint_D \rho(r, \varphi) W^2(r, \varphi) r dr d\varphi}{\left[ \iint_D \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi \right]^2},$$

где  $D = \{(\varphi, R) \mid \varphi_1 \leq \varphi \leq \varphi_M, R_1 \leq R \leq R_N\}$  – область на плоскости в полярной системе координат;  $\bar{\varphi} = (\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_M)$ ,  $\bar{R} = (R_1, R_2, \dots, R_N)$ , – массивы углов и радиусов, на которых осуществляется измерение параметров  $p_i, p_i^*, T_i^*$  в элементарных струйках;  $\rho, W$  – плотность и скорость воздуха, газа;  $\varphi, r$  – переменные интегрирования (угол и радиус).

При осреднении параметров неравномерных потоков по площади и по массовому расходу средние параметры осредненного канонического потока рассчитываются с помощью известных формул, например,

$$p_F^* = \frac{1}{F} \iint_D p(r, \varphi) r dr d\varphi, \quad p_G^* = \frac{1}{G} \iint_D p^*(r, \varphi) \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi.$$

Осреднение параметров неравномерного потока с сохранением в осредненном каноническом потоке величин трех интегральных характеристик действительного потока базируется на следующих положениях.

Осесимметричный цилиндрический (незакрученный) поток газа имеет три степени свободы –  $p, W, T$ . При осреднении такого потока можно выдержать равенство только трех интегральных характеристик осредненного потока соответствующим интегральным характеристикам действительного потока. Поэтому, при осреднении параметров по способам с сохранением в

осредненном потоке трех интегральных характеристик действительного потока решается система соответствующих трех из следующих шести уравнений

$$G = \bar{W}F \frac{\bar{p}}{R_r \bar{T}} = \frac{m \bar{p} q(\bar{\lambda}) F}{\sqrt{\bar{T}^*}}, \quad I^* = G c_p (\bar{T}^*) \bar{T}^*, \quad I = G c_p (\bar{T}) \bar{T},$$

$$E = \frac{G \bar{W}^2}{2}, \quad S = R_r G \ln \left[ \frac{\bar{T}^{\frac{k}{k-1}}}{\bar{p}} \right] = R_r G \ln \left[ \frac{\bar{T}^{*\frac{k}{k-1}}}{\bar{p}} \right], \quad \Phi = G \bar{W} + \bar{p} F$$

и определяются для этого способа средние параметры  $\bar{p}, \bar{T}, \bar{W}$  или  $\bar{p}^*, \bar{T}^*, \bar{\lambda}$ . Далее, из трех оставшихся уравнений, определяются интегральные характеристики осредненного потока, величины которых при данном способе осреднения могут не сохраняться равными соответствующим интегральным характеристикам действительного потока. Программа позволяет выполнять осреднения параметров при их измерении на 20 радиусах кольцевого или цилиндрического канала, при 720 угловых положениях термопар и приемников давлений при их установке (или перемещении) с равномерным и неравномерным шагом.

Блок-схема программы осреднения параметров приведена на рис.1.

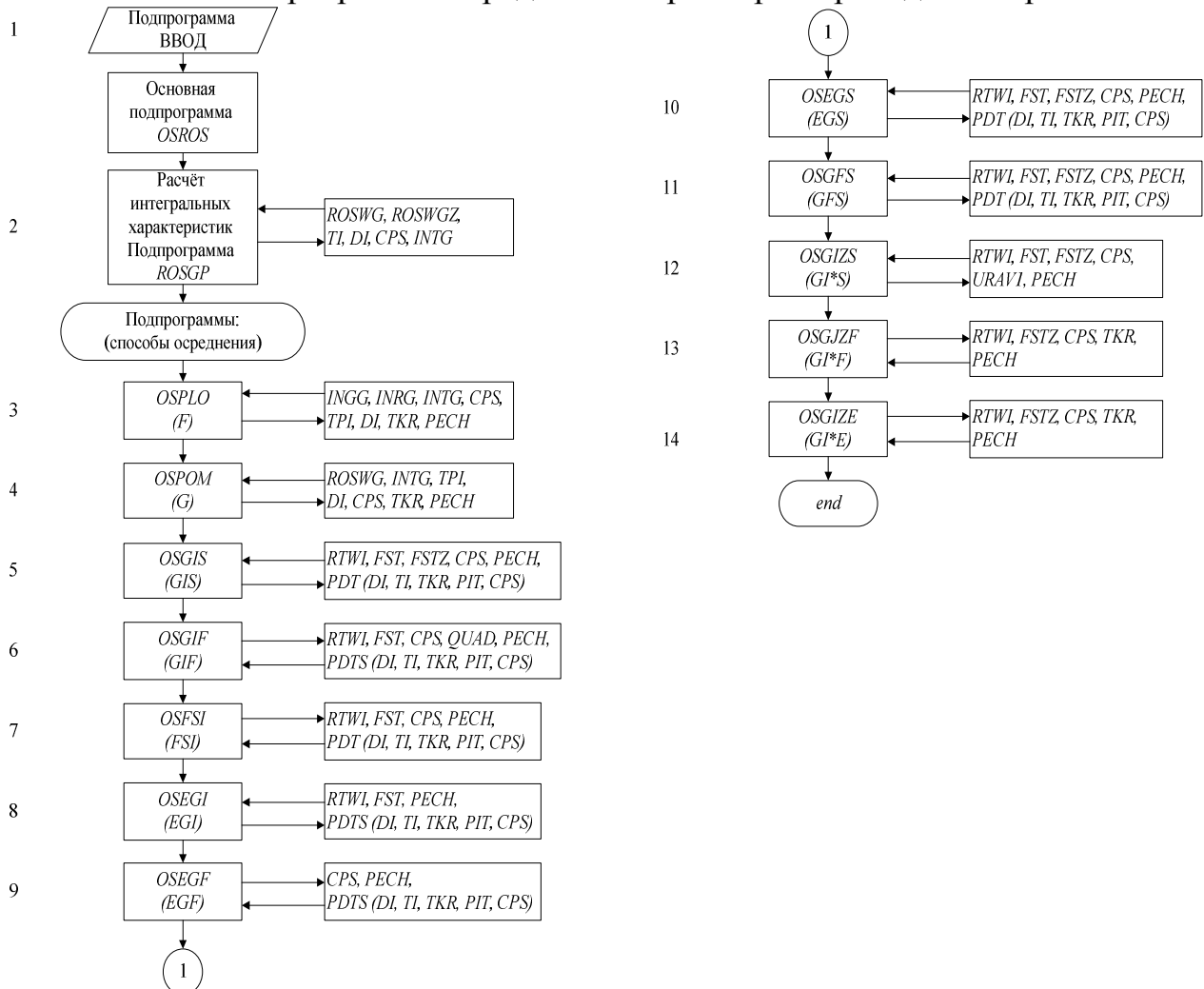


Рисунок 1 – Блок-схема программы осреднения параметров неравномерных газовых потоков

В третьей главе с помощью программы осреднения выполнено исследование влияния коэффициента поля  $\tau_r$  и величины приведенной среднемассовой скорости  $\lambda_M$  в воздушных потоках на результаты осреднения параметров. Проведена обработка полей параметров неравномерных потоков в канале на входе в ГТД (при  $p = \text{const}$ ,  $T^* = \text{const}$ ). Рассматривались потоки «А» и «Б», имеющие практически одинаковую  $\lambda_M$  ( $\lambda_M = 0,331$  и  $\lambda_M = 0,323$ ), но различный коэффициент  $\tau_r$ , соответственно,  $\tau_r = 1,037$  и  $\tau_r = 1,36$ , и потоки «В» и «Г», имеющие примерно одинаковый коэффициент  $\tau_r$  ( $\tau_r = 1,05$  и  $\tau_r = 1,082$ ), но различную  $\lambda_M$  ( $\lambda_M = 0,348$  и  $\lambda_M = 0,72$ ). Эпюры скоростей потоков «А», «Б», «В» и «Г» приведены на рис.2, 3 и 4. Результаты расчета интегральных характеристик воздушных потоков «А», «Б» и потоков «В» и «Г» на входе в ГТД показали, что при большинстве рассмотренных способов осреднения, при  $\lambda_M = 0,323 \dots 0,72$  и при  $\tau_r = 1,037 \dots 1,36$ , имеет место отличие (не сохраняемых при рассматриваемом способе осреднения) интегральных характеристик осредненных потоков от соответствующих интегральных характеристик действительного потока. Это отличие существенно возрастает при увеличении  $\tau_r$  и  $\lambda_M$ .

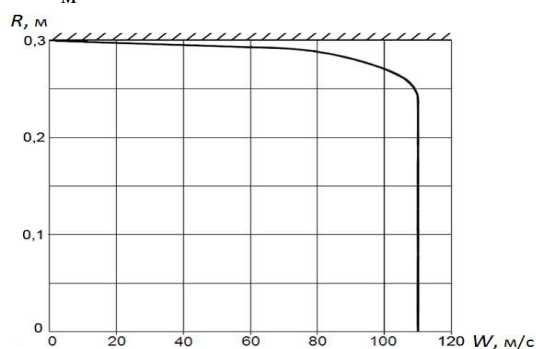


Рисунок 2 – Эпюра скорости в потоке воздуха «А» на входе в ГТД ( $\delta/R = 0,166$ ,  $\tau_r = 1,037$ ,  $\lambda_M = 0,331$ )

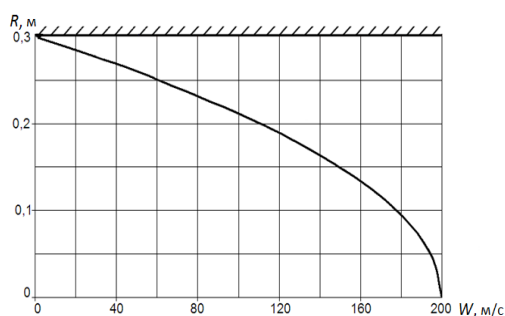


Рисунок 3 – Эпюра скорости в потоке воздуха «Б» на входе в ГТД ( $\delta/R = 1,0$ ,  $\tau_r = 1,36$ ,  $\lambda_M = 0,323$ )

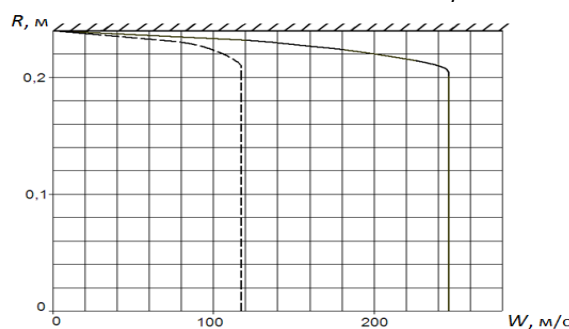


Рисунок 4 – Эпюра скорости в потоке воздуха на входе в ГТД, - - - - - поток «В», ( $\tau_r = 1,05$ ,  $\lambda_M = 0,348$ ), ————— поток «Г», ( $\tau_r = 1,082$ ,  $\lambda_M = 0,72$ )

Результаты расчета интегральных характеристик потока «Г» ( $\tau_r = 1,082$ ,  $\lambda_M = 0,72$ ) приведены в табл. 1. В результате расчетов по осреднению параметров неравномерных потоков «А», «Б», «В» и «Г» установлено, что из

всех рассмотренных способов осреднения при изменении коэффициента поля от  $\tau_r=1,037$  до  $\tau_r=1,36$  и скорости потока от  $\lambda_m=0,349$  до  $\lambda_m=0,72$  наиболее обоснованным является способ осреднения по массовому расходу. При этом способе величины интегральных характеристик  $G, I, I^*, \Phi, S, E$  и среднее статическое давление осредненного потока сохраняются равными величинам соответствующих параметров действительного потока. Также установлено, что при осреднении параметров неравномерных потоков по способам с сохранением  $G, I^*, S$  и по массовому расходу величины средних полных давлений и температур торможения равны. Получено, что при осреднении параметров по площади имеют место погрешности расчета (завышение) величины расхода воздуха (см. табл. 1) и занижение полного давления, которые, как показали расчеты, возрастают при увеличении  $\tau_r$  и  $\lambda_m$ .

Таблица 1 – Результаты сравнительного расчета интегральных характеристик воздушного потока «Г» на входе в ГТД (поток «Г»:  $(\delta/R) = 0,125$ ,  $R=0,24$  м,  $T^*=288$  К,

$$p = 0,7 \cdot 10^5 \text{ Па}, \quad Re = 5,51 \cdot 10^6, \quad \tau_r = 1,082, \quad \lambda_m = 0,72)$$

Относительные характеристики потока								Способы осреднения
$\bar{G}$	$\bar{I}$	$\bar{I}^*$	$\bar{\Phi}$	$\bar{S}$	$\bar{E}$	$\bar{p}$	$W/c_m$	
Действительный поток								
1	1	1	1	1	1	1	1	
Осредненный поток								
1,047	1,055	1,047	1,005	1,049	0,974	1,000	1,046	$F$
1	0,9996	1,000	1,001	0,9999	1,0027	1,000	1,085	$G$
1	1	0,983	0,964	1	0,835	1,000	0,991	$G, I, S$
1	1	0,962	1	0,987	0,637	1,144	0,866	$G, I, \Phi$
1	1	0,999	1	1	0,996	1,000	1,082	$\Phi, S, I$
1	1	1,000	0,950	1,008	1	0,912	1,084	$E, G, I$
1	1,093	1,084	1	1,031	1	0,998	1,084	$E, G, \Phi$
1	0,965	0,968	0,932	1	1	0,881	1,084	$E, G, S$
1	1,029	0,997	1	1	0,720	1,107	0,920	$G, \Phi, S$
1	1,033	1	1,004	1	0,711	1,118	0,915	$G, I^*, S$
1	1,031	1	1	1,001	0,725	1,106	0,923	$G, I^*, \Phi$
1	1,000	1	0,950	1,008	1	0,914	1,084	$G, I^*, E$

Выполнено осреднение параметров неравномерных воздушных потоков в сечении на выходе из радиально-осевого входного устройства (РОВУ) ВГТД в диапазоне изменения  $\lambda_m$  на выходе из РОВУ  $\lambda_m = 0,186 \dots 0,435$ . Полученные результаты подтвердили, что наиболее обоснованным является способ осреднения по массовому расходу.

С помощью разработанных ММ и программы для ЭВМ по результатам автономных испытаний вентилятора «И» ( $\pi_k^* \approx 2,5$ ) выполнен расчет его КПД по величинам средних параметров, полученным с помощью различных способов осреднения. Величины  $\lambda_M$  и коэффициентов  $\tau_r$  на входе и выходе из вентилятора «И» составляли – на входе:  $\lambda_M=0,494$ ,  $\tau_r=1,0317$ , на выходе:  $\lambda_M=0,47$ ,  $\tau_r=1,108$ . Коэффициент неравномерности температуры на выходе из вентилятора «И» составлял  $(T_{k.max}^*/T_{k.min}^*)=1,066$ . Аналогичные расчеты выполнены применительно к компрессору «Б» ( $\pi_k^*=4,5$ ) по результатам его испытаний в системе ГТД (вход:  $\lambda_M=0,539$ ,  $\tau_r=1,047$ ; выход  $\lambda_M=0,382$ ,  $\tau_r=1,076$ ,  $(T_{k.max}^*/T_{k.min}^*)=1,057$ ). Эпюры полного давления и температуры торможения на входе и выходе из вентилятора «И» приведены на рис. 5, 6 и 7.

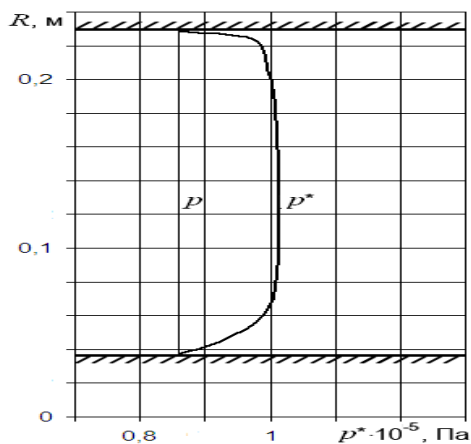


Рисунок 5 – Эпюра полного давления на входе в вентилятор «И»

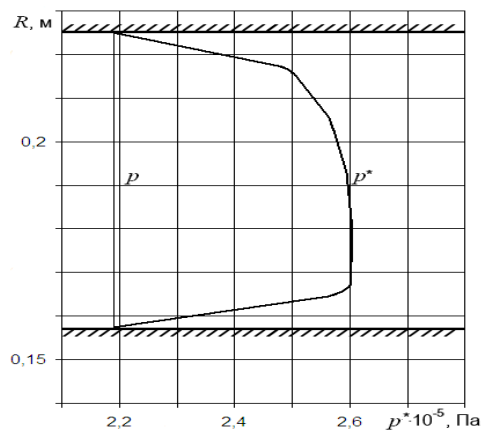


Рисунок 6 – Эпюра полного давления на выходе из вентилятора «И»

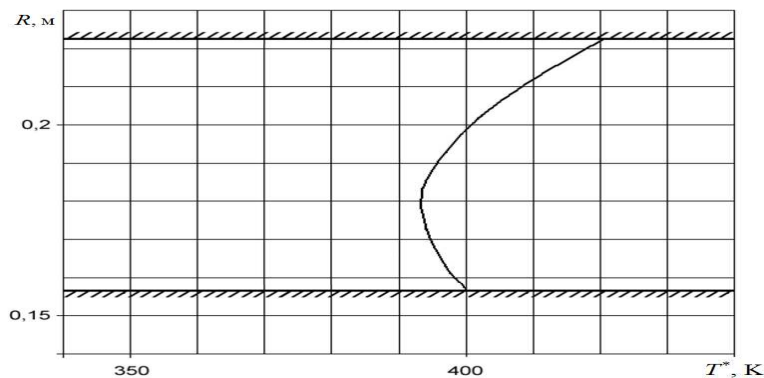


Рисунок 7 – Эпюра температуры торможения в потоке на выходе из вентилятора «И»

Из результатов осреднения параметров неравномерных потоков в сечениях на входе и выходе из вентилятора «И» и компрессора «Б» следует, что наиболее обоснованным является способ осреднения по массовому расходу. Результаты расчета отклонений параметров и КПД вентилятора «И» при различных способах осреднения, относительно параметров, полученных при осреднении по массовому расходу, приведены в табл. 2. Расчет КПД



вентилятора и компрессора выполнялся по формуле  $\eta_k^* = \frac{\Delta i_{из.к}^* - \Delta i_{вх}^*}{\Delta i_k^* - \Delta i_{вх}^*}$ , где

$\Delta i_{из.к}^*$ ,  $\Delta i_k^*$ ,  $\Delta i_{вх}^*$  – приращения удельных энтальпий от начальной условной температуры  $T_0=180$  К до соответствующих температур  $T_{из.к}^*$ ,  $T_k^*$ ,  $T_{вх}^*$ .

Получено, что величины КПД и другие параметры компрессора «Б» и вентилятора «И», при относительно невысокой неравномерности температуры торможения в потоке воздуха на выходе  $(T_{к.маx}^*/T_{к.миn}^*) = 1,057...1,066$ , при способах осреднения с сохранением  $G, I^*, S$  и по массовому расходу имеют одинаковые значения. При других способах отмечаются погрешности расчета КПД и параметров. При осреднении параметров компрессора «Б» и вентилятора «И» по площади погрешности расчета расхода воздуха составили, соответственно, 2,57 и 1,69 %, погрешности расчета КПД  $-(-0,616)$  и  $(-2,42)$  %.

Таблица 2 – Результаты расчета относительного отклонения параметров (в %) на входе и выходе из вентилятора «И» ( $\pi_k^*=2,5$ ) при различных способах осреднения (вход –

$\tau_r=1,0317$ ,  $\lambda_M=0,494$ , выход –  $\tau_r=1,105$ ,  $\lambda_M=0,471$ ,  $(T_{к.маx}^*/T_{к.миn}^*) = 1,066$ )

Способы осреднения	$\delta p_{вх}^*$	$\delta p_k^*$	$\delta T_{вх}^*$	$\delta T_k^*$	$\delta G_B$	$\delta \pi_k^*$	$\delta \eta_k^*$	$\delta G_{в.пр}$	$\delta \left( \frac{\pi_k^*}{G_{в.пр}} \right)$
<i>F</i>	-0,53	-1,58	0,000	0,32	1,69	-1,08	-2,42	2,23	-3,22
<i>G</i>	0	0	0	0	0	0	0	0	0
<i>G, I, S</i>	-1,03	-3,06	-0,29	-0,87	0	-2,05	-0,24	0,90	-2,92
<i>G, I, Ф</i>	-0,03	-0,12	-0,40	-1,15	0	-0,10	2,79	-0,19	0,083
<i>Ф, S, I</i>	-0,07	-0,06	-0,02	-0,017	0	0,007	0,12	0,03	-0,031
<i>E, G, I</i>	-3,39	-10,3	0,000	0,003	0	-7,15	-8,85	3,49	-10,29
<i>E, G, Ф</i>	-0,58	-1,67	3,29	10,88	0	-1,11	-22,4	2,23	-3,27
<i>E, G, S</i>	-4,44	-13,4	-1,22	-3,96	0	-9,42	-1,58	3,98	-12,88
<i>G, Ф, S</i>	-0,079	-0,25	-0,09	-0,11	0	-0,18	-0,10	0,037	-0,22
<i>G, I<sup>*</sup>, S</i>	-0,01	0,01	0,000	0,003	0	0,02	0,036	0,00	0,02
<i>G, I<sup>*</sup>, Ф</i>	-0,05	-0,34	0,000	0,003	0	-0,25	-0,36	0,037	-0,29
<i>G, I<sup>*</sup>, E</i>	-3,38	-10,2	0,000	0,003	0	-7,11	-8,73	3,49	-10,25

Для повышения точности расчета при обработке результатов испытаний следует учитывать влияние влажности воздуха на изменения его теплофизических свойств. Расчеты, показали, что при увеличении

относительной влажности в потоке воздуха на входе в вентилятор ГТД от  $\varphi=0$  до  $\varphi=90$  % (влажносодержания от  $d=0$  до  $d=0,0121$ ), удельная теплоемкость воздуха возрастает на 1 %, показатель адиабаты уменьшается на 0,14 %, а величина газовой постоянной возрастает на 0,726 %.

Расчеты показали, что при увеличении влажности от  $\varphi=0$  до  $\varphi=90$  % изменяются величины интегральных характеристик неравномерного потока воздуха на входе и на выходе из вентилятора (см. табл. 3). Расход воздуха через вентилятор уменьшается на 0,35 %. При этом, при всех способах осреднения отклонения величин средних параметров ( $p, p^*, T, T^*$ ) канонических потоков на входе и выходе из вентилятора при изменении влажности практически равны нулю (не более 0,03%). Отмечается лишь увеличение средних скоростей канонических потоков воздуха на входе и выходе из вентилятора на 0,36...0,39 %.

Таблица 3 – Относительные отклонения (в %) интегральных характеристик потоков воздуха на входе и выходе вентилятора «И» при изменении влажности от  $\varphi=0$  до  $\varphi=90$  %

	$\delta G$	$\delta I$	$\delta I^*$	$\delta \Phi$	$\delta S$	$\delta E$
Вход	-0,346	0,66	0,66	0	0,916	0,35
Выход	-0,384	0,68	0,68	0	0,978	0,36

Расчеты показали, что при всех рассмотренных способах осреднения увеличение относительной влажности в потоке воздуха на входе в вентилятор «И» ГТД ( $\pi_k^* = 2,5$ ) от  $\varphi=0$  до  $\varphi=90$  % (влажносодержания от  $d=0$  до  $d=0,0121$ ), приводит к снижению величины КПД вентилятора на 0,35...0,37 %, к уменьшению приведенной частоты вращения ( $\delta n_{пр} = -0,333$  %), к увеличению (при  $G_v = idem$ ) приведенного расхода воздуха ( $\delta G_{в.пр} = 0,42$  %).

В третьей главе также приведены результаты определения КПД вентилятора «Р» ГТД ( $\pi_k^* = 3,2$ ) при окружной неравномерности полного давления в потоке воздуха на входе. Эпюры полного давления на входе в вентилятор «Р» приведены на рис. 8 и 9.

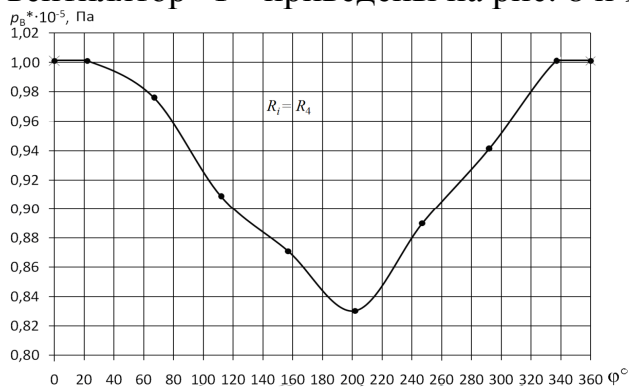


Рисунок 8 – Эпюра полного давления воздуха на входе в вентилятор «Р» ( $R_4=0,314$  м)

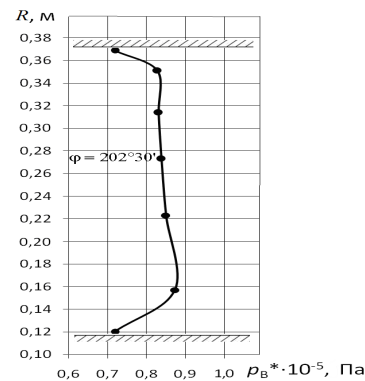


Рисунок 9 – Эпюра полного давления воздуха на входе в вентилятор «Р» ( $\varphi = 202^\circ 30'$ )

Окружная неравномерность полного давления на входе в вентилятор обеспечивалась с помощью пластинчатого интерцептора, установленного во входном устройстве. Отношение максимального полного давления к минимальному полному давлению в сечении на входе в вентилятор «Р» составляло  $(p_{\max}^*/p_{\min}^*)_{\text{ВХ}} \approx 1,24$ . на выходе  $(p_{\max}^*/p_{\min}^*)_{\text{ВЫХ}} \approx 1,11$ . Величины  $\tau_r$  и  $\lambda_M$  неравномерных потоков воздуха в сечениях на входе и выходе из вентилятора «Р» составляли – вход:  $\tau_r=1,064$ ,  $\lambda_M=0,601$ , выход:  $\tau_r=1,18$ ,  $\lambda_M=0,454$ . Коэффициент неравномерности температуры торможения в потоке воздуха на выходе составлял  $(T_{\text{к. max}}^*/T_{\text{к. min}}^*)=1,088$ . Анализ результатов осреднения параметров неравномерного потока на входе и выходе из вентилятора «Р» также показал, что наиболее обоснованным является способ осреднения по массовому расходу.

В четвертой главе приведены результаты исследования влияния температурной неравномерности газовых потоков на выходе из турбины «Б» и камеры сгорания «Л» ГТД на интегральные характеристики потоков и результаты осреднения параметров потоков. Эпюры температур торможения газового потока на выходе из турбины «Б» приведены на рис. 10 и 11.

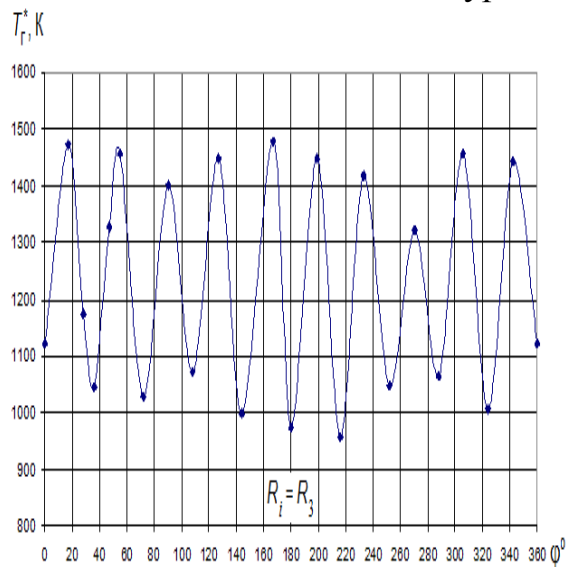


Рисунок 10 – Окружная эпюра температуры газа на выходе из турбины «Б»

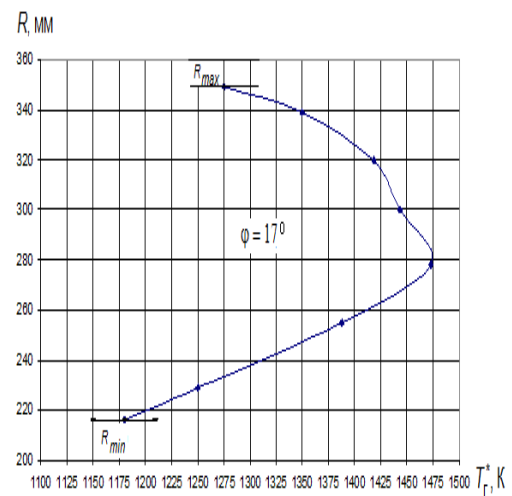


Рисунок 11 – Радиальная эпюра температуры температуры газа выходе из турбины «Б»

Выполнены расчеты по осреднению параметров газовых потоков на выходе из турбины «Б» ( $T_{\text{Г. max}}^*/T_{\text{Г. min}}^* = 1,755$ ) и камеры сгорания «Л» ( $T_{\text{Г. max}}^*/T_{\text{Г. min}}^* = 1,56$ ) с помощью различных способов. Параметры неравномерного газового потока на выходе из турбины «Б» были получены при испытаниях ГТД «Б», на выходе из камеры сгорания «Л» – при ее автономных испытаниях на камерном стенде. Установлено, что при появлении в газовых потоках на выходе из турбины «Б» и из камеры «Л» (при прочих равных условиях) температурной неравномерности происходит незначительное

изменение интегральных характеристик действительных потоков ( $G, I, I^*, E$ ). (см. табл. 4).

Таблица 4 – Влияние температурной неравномерности газового потока на выходе из турбины «Б» и камеры «Л» на изменение интегральных характеристик потока (в %)

	$\delta G$	$\delta I$	$\delta I^*$	$\delta \Phi$	$\delta S$	$\delta E$
Поток «8», камера «Л», $T_{г. \max}^* / T_{г. \min}^* = 1,56$	0,065	0,072	0,073	0	-0,0716	0,43
Поток «Т», турбина «Б», $T_{г. \max}^* / T_{г. \min}^* = 1,755$	0,286	0,319	0,297	0	-0,245	0,507

Изменение интегральных характеристик (см. табл. 4) возрастает при увеличении температурной неравномерности газового потока.

Анализ результатов выполненных расчетов по осреднению параметров равномерных и неравномерных по температуре торможения газовых потоков в сечениях на выходе из турбины «Б» ( $\lambda_m = 0,654$  и  $\tau_r = 1,108$ ) и камеры сгорания «Л» ( $\tau_r = 1,0417$ ,  $\lambda_m = 0,1826$ ) показал, что из всех рассмотренных способов осреднения обоснованным является только способ осреднения по массовому расходу. Установлено, что полученная при осреднении по массовому расходу величина потока энтропии  $S_G$ , больше величины потока энтропии  $S$  действительного неравномерного потока. Полученное отличие обусловлено тем, что, при прочих равных условиях, величина удельной энтропии  $s$  неравномерного по температуре торможения потока формально, при выполнении операции численного интегрирования и замене интеграла суммами, меньше величины удельной энтропии потока (в котором отсутствует температурная неравномерность), т.е. имеет место, (как показано в работах В.С. Зуева, В. С. Макарона и А. Д. Рекина), неравенство Коши

$$\ln T_{cp}^{*\frac{k}{k-1}} \geq \frac{1}{G} \int \ln \left( T^{*\frac{k}{k-1}} \right) dG$$

где  $\ln T_{cp}^* = \ln \left( \frac{1}{G} \int T^* dG \right)$ ,  $T_{cp}^*$  – средняя температура торможения в неравномерном по температуре потоке. Погрешность расчета (занижение) рассчитанной путем интегрирования удельной энтропии неравномерного по температуре потока приводит к погрешности расчета его потока энтропии  $S$  по отношению к потоку энтропии  $S_G$  осредненного по массовому расходу потока. Формальная погрешность расчета потока энтропии  $S$  действительного неравномерного потока приводит при способах осреднения с сохранением  $G, I^*, S$  и  $G, I, S$  к погрешностям расчета величин средних полного и статического давлений, которые, составили в сечении на выходе из турбины «Б» ( $\tau_r = 1,108$ ,  $\lambda_m = 0,654$ ,  $T_{г. \max}^* / T_{г. \min}^* = 1,755$ ) при способе осреднения  $G, I^*, S$

–  $\delta p^* = 11,5 \%$ , при способе  $G, I, S$  –  $\delta p = 11,62 \%$ . Аналогичные погрешности на выходе из камеры «Л» ( $\tau_r = 1,0417$ ,  $\lambda_M = 0,1826$ ,  $T_{Г. \max}^* / T_{Г. \min}^* = 1,56$ ) при способах  $G, I^*, S$  и  $G, I, S$  составили, соответственно,  $\delta p^* = 3,25$  и  $\delta p = 3,2 \%$ .

В целом, из результатов выполненных расчетов следует, что при определении КПД турбин и показателей эффективности работы камер сгорания ГТД по параметрам газовых потоков, имеющих неравномерные поля температур торможения в сечениях на выходе из турбины и камеры сгорания, наиболее целесообразным является применение способа осреднения параметров неравномерных газовых потоков по массовому расходу.

В четвертой главе также приведены результаты определения первичного и эффективного КПД осевой охлаждаемой турбины «Б» при ее работе в системе ГТД по параметрам неравномерных газовых потоков. Расчет КПД турбины производился с помощью методики и ММ, реализованной в виде программы для ЭВМ. Методика позволяет производить расчет КПД турбины при ее работе на турбинном стенде при подаче на ее вход воздушного или газового потоков. Величины КПД рассчитывались по формулам

$$\eta_T^* = \frac{N_T}{G_{\text{кв}} L_{\text{Т.ад}}}, \quad \eta_{\text{Т.эф}}^* = \frac{N_T}{G_{\text{кв}} L_{\text{Т.ад}} + G_{\text{охл.в}} L_{\text{в.ад}}},$$

где  $N_T = M_{\text{кр}} \omega$ ,  $L_{\text{Т.ад}} = \Delta i_{\text{кв}}^* - \Delta i_{\text{Т.ад}}^*$ ,  $\Delta i_{\text{Т.ад}}^* = \int_{T_0}^{T_{\text{Т.ад}}^*} C_p(T) dT$ ,  $\Delta i_{\text{кв}}^* = \int_{T_0}^{T_{\text{кв}}^*} C_p(T) dT$ ,

$\Delta i_{\text{кв}}^*$ ,  $\Delta i_{\text{Т.ад}}^*$  – приращения энтальпий газа от начальной (заданной) температуры  $T_0 = 293,15 \text{ К}$  до соответствующей температуры,  $L_{\text{в.ад}} = \Delta i_{\text{к}}^* - \Delta i_{\text{к-Т.ад}}^*$ ,

$\Delta i_{\text{к-Т.ад}}^* = \int_{T_0}^{T_{\text{к-Т.ад}}^*} C_p(T) dT$ ,  $\Delta i_{\text{к}}^* = \int_{T_0}^{T_{\text{к}}^*} C_p(T) dT$ ,  $\Delta i_{\text{к}}^*$  – приращение энтальпии воздуха

от температуры  $T_0 = 293,15 \text{ К}$  до температуры  $T_{\text{к}}^*$  охлаждающего воздуха в месте его отбора. Величина адиабатической температуры газа в сечении за

турбиной  $T_{\text{Т.ад}}^*$ , рассчитывается из уравнения  $\exp\left(\frac{1}{R} \int_{T_{\text{кв}}^*}^{T_{\text{Т.ад}}^*} C_p(T) \frac{dT}{T}\right) = \frac{p_{\text{Т}}^*}{p_{\text{кв}}^*}$  для

изоэнтропического расширения газа от давления  $p_{\text{кв}}^*$  до давления  $p_{\text{Т}}^*$ .

Адиабатическая температура охлаждающего воздуха  $T_{\text{к-Т.ад}}^*$ , рассчитывается для случая изоэнтропического расширения воздуха от давления  $p_{\text{к}}^*$  в месте его

отбора до давления  $p_{\text{Т}}^*$ . Результаты расчета параметров и КПД турбины «Б» в относительном виде при различных способах осреднения приведены в табл. 5.

Отнесение производилось к величинам соответствующих средних параметров, полученным при способе осреднения по массовому расходу. Результаты расчета величин КПД турбины «Б» при использовании способов осреднения по

площади и с сохранением  $G, I, S$ ;  $G, I, \Phi$ ;  $G, I^*, S$ ;  $G, I^*, \Phi$ ;  $G, \Phi, S$ ;  $E, G, I$ ;  $E, G, \Phi$ ;  $E, G, S$ ,  $G, I^*, E$ , показали, что при этих способах величины КПД турбины рассчитываются с погрешностью и отличаются от величин КПД, полученных при осреднении параметров по массовому расходу, на 1...15 % .

В четвертой главе описан опыт определения КПД турбины «Е1» ( $\pi_T^* \approx 5,0$ ) по результатам ее испытаний на воздухе на турбинном стенде. Расчет КПД турбины производился с помощью разработанной ММ и программы на ЭВМ. Результаты расчетов подтвердили ранее полученные выводы о том, что наиболее обоснованным способом является способ осреднения по массовому расходу.

Таблица 5 – Результаты расчета первичного и эффективного КПД турбины ГТД «Б».

Поток «ТКС» на входе в турбину –  $\tau_r = 1,096$ ,  $\lambda_M = 0,331$ ,  $T_{Г. \max}^* / T_{Г. \min}^* = 1,8$ .

Поток «Т» на выходе из турбины –  $\tau_r = 1,108$ ,  $\lambda_M = 0,654$ ,  $T_{Г. \max}^* / T_{Г. \min}^* = 1,755$ .

Способы осреднения	$\frac{P_{Гi}^*}{P_{ГG}^*}$	$\frac{P_{Ti}^*}{P_{TG}^*}$	$\frac{\pi_{Ti}^*}{\pi_{TG}^*}$	$\frac{T_{Гi}^*}{T_{ГG}^*}$	$\frac{T_{Ti}^*}{T_{TG}^*}$	$\eta_{Ti}^*$	$\delta\eta_{Г}^*$ , %	$\eta_{Т.эфi}^*$	$\delta\eta_{Т.эф}^*$ , %
$F^{**}$	0,994	0,975	1,0187	1,0066	0,9980	0,8133	-6,47	0,7926	-6,37
$G$	1	1	1	1	1	0,8695	0	0,8466	0
$G, I, S$	1,149	1,009	1,139	0,9939	0,9775	0,7368	-15,3	0,7205	-14,89
$G, I, \Phi$	0,999	0,998	1,0005	0,9978	0,9793	0,8708	0,149	0,8477	0,1299
$\Phi, S, I$	1,104	0,9997	1,1048	0,9849	0,9753	0,7719	-11,2	0,7537	-10,97
$E, G, I$	0,927	0,913	1,0149	1,000	1,0011	0,8501	-2,23	0,8259	-2,44
$E, G, \Phi$	0,994	0,972	1,022	1,0771	1,0859	0,7808	-10,2	0,7617	-10,02
$E, G, S$	0,867	0,874	0,991	0,932	0,9460	0,9455	8,74	0,9144	8,00
$G, \Phi, S$	1,001	0,999	1,002	0,963	0,9752	0,9009	3,61	0,8763	3,508
$G, I^*, S$	1,183	1,115	1,061	1,0005	1,0007	0,8003	-7,95	0,7834	-7,465
$G, I^*, \Phi$	0,996	0,990	1,006	1,0005	1,0007	0,8608	-1,00	0,8380	-1,0158
$G, I^*, E$	0,928	0,9138	1,016	1,0005	1,0007	0,8489	-2,37	0,8248	-2,57

Примечание: \*\* –  $G_{ГF} > G_{Г}$  дейст. на 3,36 % .

Приведены результаты численного исследования влияния влагосодержания воздуха и состава смеси газа на КПД турбины «Е1» при ее испытании на турбинном стенде. При  $\pi_T^* = idem$ ,  $T_{вх}^* = idem$ ,  $G_{вх} = idem$ ,  $N_T = idem$  выполнен расчет КПД турбины «Е1» при ее работе на сухом и влажном

воздухе ( $\phi=90\%$ ,  $T_n=289\text{ К}$ ,  $p_n=99412\text{ Па}$ ,  $d=0,0103$ ). При работе турбины на влажном воздухе и при учете (из-за увеличения влагосодержания) уменьшения величины расхода воздуха на  $0,308\%$ , получено, что уменьшение первичного КПД турбины из-за влияния влажности составляет  $0,365\%$ , эффективного КПД –  $0,397\%$ . Результаты расчета КПД турбины при ее работе на смеси воздуха с продуктами сгорания ( $\alpha_{\text{КС}}=2,607$ ) показали, что, при прочих равных условиях, величины первичного и эффективного КПД «Е1» уменьшаются по отношению к КПД турбины при ее работе на сухом воздухе, соответственно, на  $1,58$  и  $1,42\%$ . В четвертой главе приведены результаты расчета (с применением различных способов осреднения) коэффициентов восстановления полного давления ( $\sigma_{\text{КС}}$ ) в камерах сгорания «Л» и «Б» по результатам их испытаний, соответственно, на камерном стенде и в системе ГТД. Результаты расчетов показали, что наиболее обоснованным является способ осреднения параметров по массовому расходу. Погрешности расчета коэффициентов  $\sigma_{\text{КС}}$  в камерах сгорания «Л» и «Б» при других способах осреднения (по отношению к способу осреднения по массовому расходу) составили ( $0,05\dots 4,2$ ) % для камеры «Л» и ( $-0,01\dots 18,3$ ) % для камеры «Б» %. В четвертой главе приведены результаты расчета коэффициента полноты сгорания ( $\eta_r$ ) в камере сгорания «Л» по результатам ее автономных испытаний на камерном стенде. Эпюры температуры торможения на выходе из камеры сгорания «Л» приведены на рис. 12 и 13. Расчет коэффициента  $\eta_r$  выполнялся с помощью 2-х разработанных ММ и программ на ЭВМ, которые позволяют производить оценку  $\eta_r$  в камере при ее автономных испытаниях с камерой и без камеры подогрева на входе.

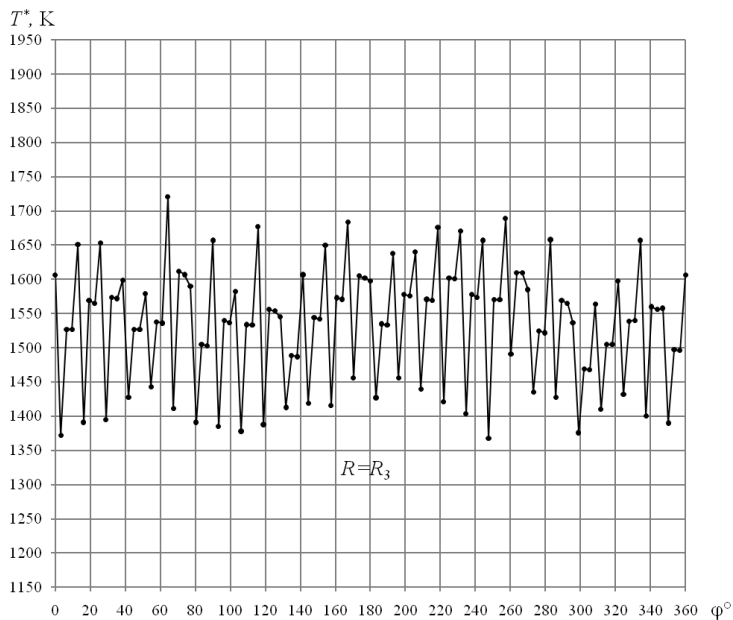


Рисунок 12 – Эпюра температуры торможения на выходе из камеры сгорания «Л» в окружном направлении ( $R_i = R_3$ )

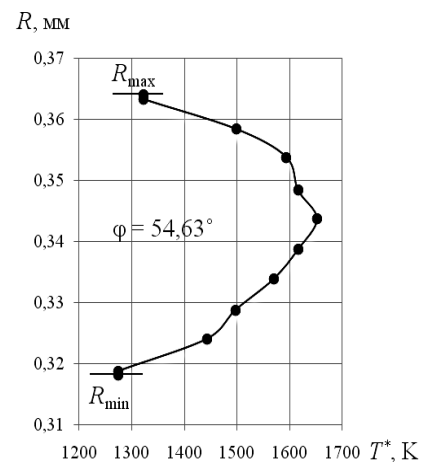


Рисунок 13 – Эпюра температуры торможения газа на выходе из камеры сгорания «Л» ( $\phi=54,63^\circ$ )

Получено, что при способах осреднения по массовому расходу и с сохранением  $E, G, I$ ;  $G, I^*, S$ ;  $G, I^*, \Phi$  и  $G, I^*, E$  коэффициенты  $\eta_r$  сгорания имеют одинаковое значение. Это обусловлено равенством при этих способах

средних температур торможения газа в сечениях на входе и выходе из камеры сгорания. Выполнена оценка влияния влажности атмосферного воздуха на величину коэффициента  $\eta_r$  в камерах сгорания «Л» и «Б». При увеличении относительной влажности атмосферного воздуха с  $\varphi=0$  % до  $\varphi=90$  %, коэффициент  $\eta_r$  увеличивается на  $0,5\dots0,8$  %.

**В пятой главе** описаны разработанная методика ПИ ММ компрессоров по результатам их испытаний в системе ГТД и опыт ее применения. ПИ выполняется по всей совокупности экспериментальных точек, полученных при различных видах стендовых испытаний ГТД. Результаты ПИ позволяют оценивать влияние на характеристики компрессора введенных конструктивных мероприятий и целенаправленно проводить последующую доводку компрессора. Для ПИ ММ компрессора используются метод малых отклонений и полиномы вида

$$\bar{\pi}_k^* = \sum_{m=0}^2 \sum_{n=0}^5 (a_{mn} \bar{n}_{\text{пр}}^n) \left( \frac{\pi_k^*}{G_{\text{в.пр}}} \right)^m, \quad \bar{\chi} = \sum_{m=0}^2 \sum_{n=0}^5 (b_{mn} \bar{n}_{\text{пр}}^n) \left( \frac{\pi_k^*}{G_{\text{в.пр}}} \right)^m,$$

где  $a_{mn}$ ,  $b_{mn}$  – коэффициенты полиномов,  $\bar{n}_{\text{пр}} = n_{\text{пр}} / n_{\text{пр.расч}}$ ,  $\bar{\chi}$  – относительный параметр, пропорциональный приведенной работе компрессора. Форма задания ММ компрессора с помощью полиномов разработана А. Я. Магадеевым и др. Для проведения ПИ используются (в каждой  $j$ -той экспериментальной точке) коэффициенты влияния вида  $(\Delta \bar{\pi}_k^* / \Delta \bar{n}_{\text{пр}})_j$ ,  $(\Delta \bar{\chi} / \Delta \bar{n}_{\text{пр}})_j$ , полученные с помощью полиномов, описывающих исходную (например, полученную путем расчета) ММ компрессора и отражающие относительную закономерность изменения параметров компрессора, принадлежащего к конструктивно одинаковым экземплярам компрессоров.

С помощью разработанных методики (ММ) и программы на ЭВМ выполнена ПИ ММ компрессора «А» и ММ компрессора «Б» в автотомодельной и в неавтотомодельной областях по числу Рейнольдса. Пример несистематизированного множества экспериментальных точек, полученных при испытаниях компрессора «А» в системе ГТД, приведен на рис. 14. Результаты ПИ ММ компрессора «А» по результатам испытаний ГТД «А» на наземном и высотном стендах приведены на рис. 15. При ПИ ММ компрессора «Б» определены методические ошибки – изменения  $\pi_k^*$  (см. рис. 16) и КПД, обусловленные упругой раскруткой рабочих лопаток компрессора «Б», возникающие на режиме его работы  $n = 100$  % (при  $T_{\text{вх}}^* > 288$  К) по сравнению с режимами  $n \leq 100$  % (при  $T_{\text{вх}}^* = 288$  К). Выполнена ПИ ММ вентилятора «Х» по ограниченному количеству экспериментальных точек, полученных в неавтотомодельной области по числу Рейнольдса. Получено, что при  $Re_k = (2,58\dots2,76) \cdot 10^5$  и при  $(\pi_k^* / G_{\text{в.пр}}) = \text{idem}$ , имеет место уменьшение  $\pi_k^*$



вентилятора «X» на 2,5...2,7 % и уменьшение его изэнтропического КПД на 5,2...6,0 % (рис. 17).

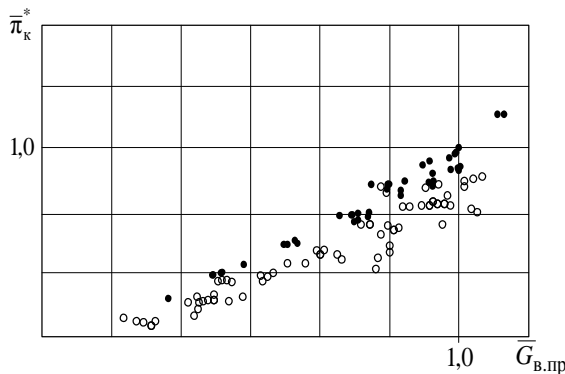


Рисунок 14 – Несистематизированное множество экспериментальных точек, полученных при испытаниях компрессора «А» в системе ГТД

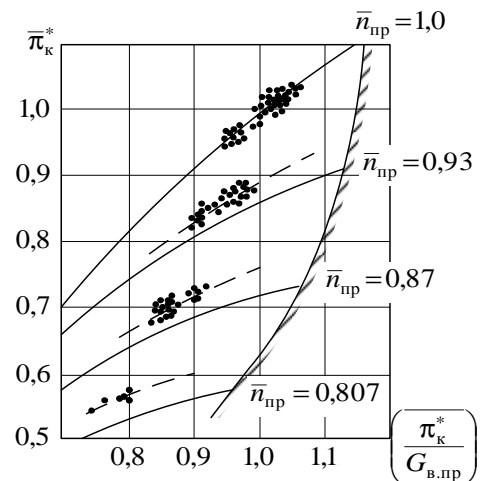


Рисунок 15 – Исходная и идентифицированная ММ компрессора «А»:

— — исходная ММ, полученная на компрессорном стенде,  
 ---●--- — идентифицированная ММ

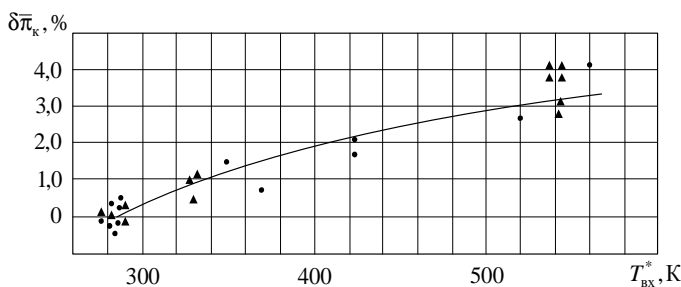


Рисунок 16 – Изменение степени повышения давления компрессора «Б» из-за влияния упругой раскрутки рабочих лопаток при  $\left(\frac{\pi_k^*}{G_{в.пр}}\right)_i = \text{idem}$  и при  $n = 100 \text{ %}$

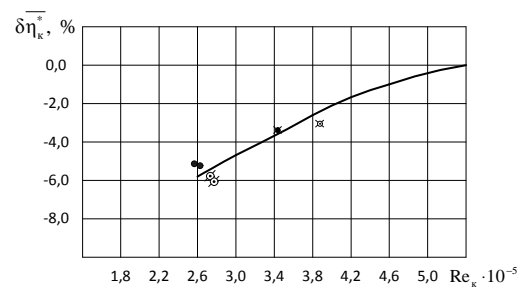


Рисунок 17 – Результаты идентификации вентилятора «X» в неавтономной области по числу  $\text{Re}$  ( $\bar{n}_{пр} = 0,915 \dots 0,945$ )

В пятой главе также описана методика и ММ ОТГЗ, для экспериментально-расчетной оценки коэффициента  $\sigma_{кс}$  основной камеры сгорания при ее работе в системе ГТД. В ММ ОТГЗ для оценки величин  $\sigma_{кс}$  использованы величины штатно измеряемых при стендовых испытаниях ГТД параметров. Принято допущение, что в сопловом аппарате первой ступени турбины ГТД значения параметров  $q(\lambda_{кр.са})$  и  $\sigma_{са}$ , на рассматриваемых режимах работы равны соответствующим значениям, полученным при расчете характеристик турбины, а величины приведенных расходов воздуха отбираемого на охлаждение лопаток, корпуса постоянны. В качестве априорной информации при оценке  $\sigma_{кс}$  использовалась зависимость  $\eta_T = f(\alpha_{кс})$ . В другой методике и ММ ОТГЗ для оценки  $\eta_T$  и  $\sigma_{кс}$  в качестве исходных данных использовалась средняя температура газа за турбиной, полученная по результатам измерения температурного поля в сечении за турбиной ГТД ГТД.

Решение ОТГЗ позволяет оценивать закономерности изменения коэффициентов  $\sigma_{кс}$ ,  $\eta_{г}$  в зависимости от определяющих режим работы камеры параметров при ее работе в системе ГТД и производить оценку относительного изменения  $\sigma_{кс}$ ,  $\eta_{г}$  при введении в узел камеры конструктивных усовершенствований. В качестве априорной информации при оценке  $\sigma_{кс}$ ,  $\eta_{г}$  используется величина механического КПД ( $\eta_{м}$ ). Разработанные ММ ОТГЗ для экспериментально-расчетной оценки  $\sigma_{кс}$ ,  $\eta_{г}$  и программы для ЭВМ использованы и верифицированы при сравнительном анализе характеристик кольцевой камеры сгорания ГТД «Б» с двумя вариантами жаровых в процессе ее доводки. В пятой главе также описана методика и ММ ОТГЗ с программой на ЭВМ для оценки КПД турбины (с одновременной оценкой  $\sigma_{кс}$ ,  $\eta_{г}$  в камере сгорания) при работе этих узлов в системе ГГ ГТД с измерением при испытаниях полей температуры и полного давления в сечении за турбиной.

**В шестой главе** описан разработанный метод ПИ ММ ГТД, который является развитием ТМУ параметров ГТД, разработанного Б. Н. Амелиным, О. Н. Фаворским и формального метода ПИ, базирующегося на МНК, разработанного А. П. Тунаковым.

В основу метода положены три задачи – обратная (ОЗ) и прямая (ПЗ) ТГЗ и задача оптимизации. Сущность метода сводится к следующему. При известных измеренных при испытании ГТД параметрах  $N_{kz \text{ экс}}$  с помощью ОЗ, при априорно заданных коэффициентах  $y_{j0}$ , определяются коэффициенты  $x_i$  ММ узлов и относительные коэффициенты влияния  $\delta x_{iz}/\delta y_j$  в каждой z-ой экспериментальной точке. С помощью ПЗ определяются расчетные параметры ГТД  $N_{kz \text{ расч}}$  и, далее, определяются относительные невязки  $\delta N_{kz}$  между экспериментально измеренными  $N_{kz \text{ экс}}$  и расчетными  $N_{kz \text{ расч}}$  параметрами ГТД. С помощью ПЗ рассчитываются коэффициенты влияния  $\delta N_{kz}/\delta x_i$  и  $\delta N_{kz}/\delta y_j$ . Величины  $\delta N_{kz}$ ,  $\delta x_{iz}/\delta y_j$ ,  $\delta N_{kz}/\delta x_i$ ,  $\delta N_{kz}/\delta y_j$  передаются в задачу оптимизации, в которой с помощью системы линейных нормальных уравнений, полученных из условия обеспечения минимума функции

$$F = \left( \sum_{k=1}^K \sum_{z=1}^Z \delta N_{kz} - \left( \sum_{k=1}^K \sum_{z=1}^Z \sum_{j=1}^J \sqrt{P_k} \left( \frac{\delta N_{kz}}{\delta y_j} \right) \delta y_j + \sum_{k=1}^K \sum_{z=1}^Z \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \sqrt{P_k} \left( \frac{\delta N_{kz}}{\delta x_i} \right) \left( \frac{\delta x_{iz}}{\delta y_j} \right) \delta y_j \right) \right)^2, \quad (3)$$

находятся  $\delta y_j$  – относительные поправки к исходным величинам коэффициентов  $y_{j0}$ . Далее, по найденным в задаче оптимизации коэффициентам  $y_j$ , с помощью обратной задачи уточняются величины  $x_i$ , и снова повторяется решение ПЗ и оцениваются величины относительных невязок  $\delta N_{kz}$ . В случае необходимости, повторяется решение ОЗ, ПЗ и задачи оптимизации. Процесс ПИ выполняется за 1...2 приближения. Система линейных нормальных уравнений имеет вид  $BX = A$



одновальных одноконтурных ГТД «А» и «Б», имеющих различную размерность и величины основных параметров.

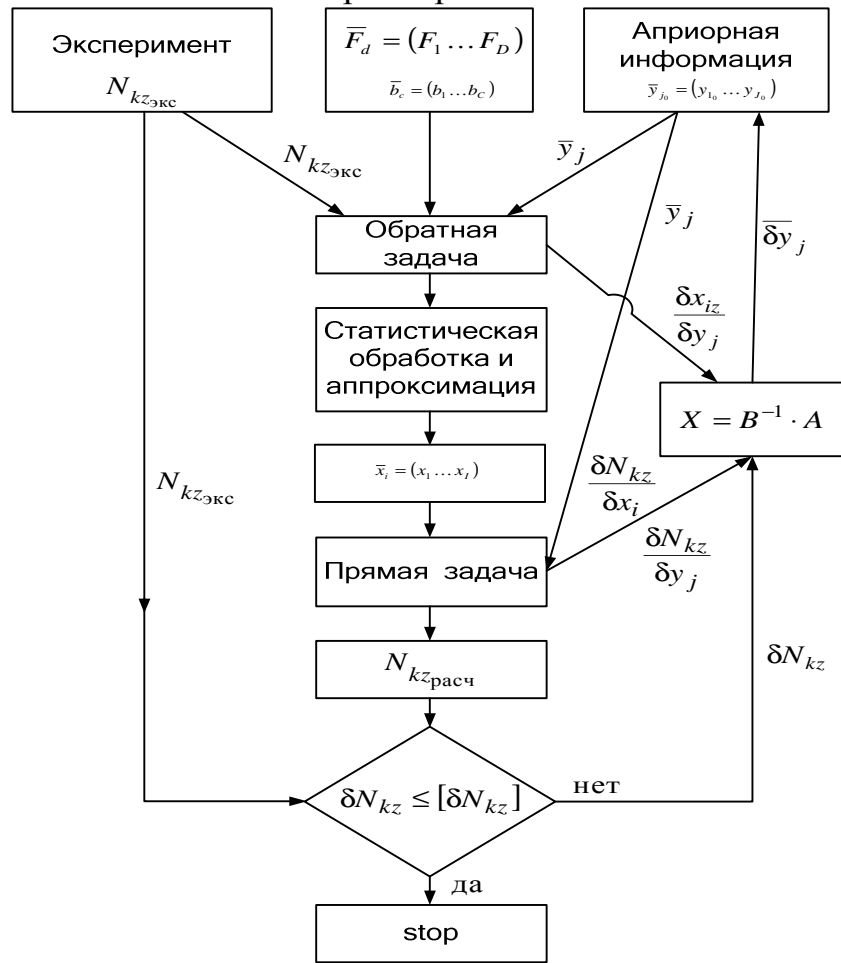


Рисунок 20 – Блок-схема метода параметрической идентификации математических моделей ГТД

Для ГТД этого типа и схемы была разработана ММ прямой задачи (ПЗ), которая является как объектом ПИ, так и одной из основных составных частей метода ПИ, и программа для ЭВМ. Применительно к одновальному ТРД и ГГ ГТД была также разработана ММ ОТГЗ, а также соответствующая программа для ЭВМ. Разработанные алгоритмы и программы ПЗ и ОЗ идентичны в части: форм задания характеристик узлов и уравнений рабочего процесса ГТД.

Составной частью ОЗ является методика ПИ ММ турбины, базирующаяся на применении метода малых отклонений и полиномов, форма которых разработана Д. Л. Мирошником,

$$\bar{A}_T = \sum_{i=0}^{i=3} \sum_{j=0}^{j=4} e_{ij} (\bar{\pi}_T^*)^j (\bar{n}_{T.пр})^i, \quad \bar{\pi}_T^* = \sum_{i=0}^{i=3} \sum_{j=0}^{j=4} f_{ij} \left( \frac{\bar{L}_T}{\bar{T}_T^*} \right)^j (\bar{n}_{T.пр})^i,$$

$$\text{где } \bar{n}_{T.пр} = \frac{n_{T.пр}}{n_{T.пр.расч.}}, \quad \bar{B} = \left( \frac{\bar{L}_T}{\bar{T}_T^*} \right) = \frac{(L_T / T_T^*)}{(L_T / T_T^*)_{расч.}}, \quad \bar{\pi}_T^* = \frac{\pi_T^*}{\pi_{T.расч.}^*},$$

$T_T^*$  – температура газа на входе в рабочее колесо 1-ой ступени турбины,  $L_T$  – удельная работа турбины,  $e_{ij}, f_{ij}$  – коэффициенты полиномов.

ПИ ММ турбины предусматривает уточнение ее характеристик на режимах, на которых  $A_T = \text{const}$ . Для проведения ПИ используются (в каждой  $j$ -той экспериментальной точке) коэффициенты влияния вида  $(\Delta \bar{\pi}_T^* / \Delta \bar{B})_j$ , полученные с помощью полиномов, описывающих исходную (например, полученную путем расчета) ММ турбины, и отражающих относительную закономерность изменения параметров турбины, принадлежащей к конструктивно одинаковым экземплярам турбин. Методика апробировалась при ПИ ММ турбин ГТД «Б» и «А» по результатам их испытаний на наземном и высотном стендах. Результаты ПИ ММ турбины «А» приведены на рис. 21.

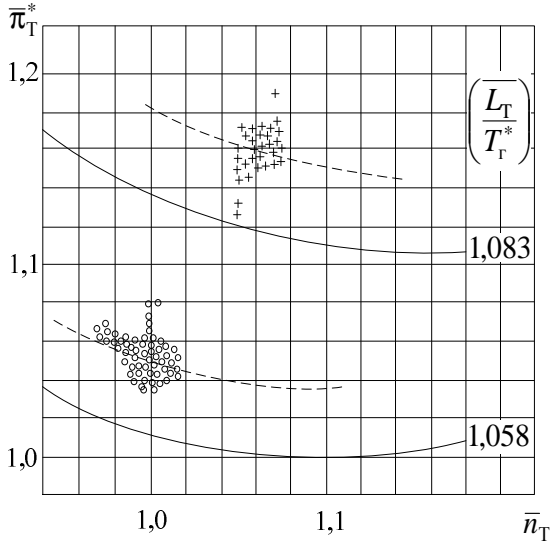


Рисунок 21 – Результаты идентификации ММ турбины ГТД «А»  
 ————— — исходная ММ турбины «А»,  
 - - - - - идентифицированная ММ

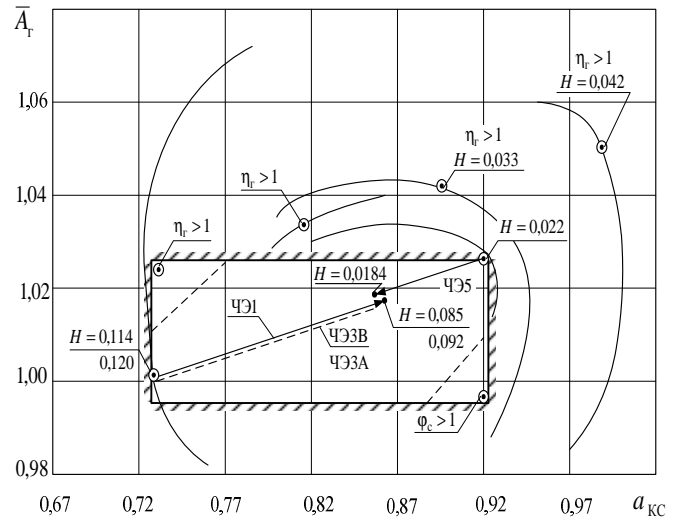


Рисунок 22 – Схема поиска решения в процессе идентификации ММ ГТД «Б1» при численных экспериментах

В шестой главе также описаны численные эксперименты (ЧЭ) по идентификации ММ условного ГТД «Б1», выполненные с целью оценки эффективности разработанного метода идентификации. Процесс идентификации осуществлялся путем последовательного решения обратной, прямой термогазодинамических задач и задачи оптимизации.

Исследовано влияние на результаты ПИ состава вектора априорно задаваемых при решении ОЗ коэффициентов (параметров ММ узлов, замыкающих систему уравнений в ОЗ). При ЧЭ № 1 вектор априорно задаваемых коэффициентов имел вид  $\bar{y}_{j0} = (A_T, a_{kc}), J=2$ , при ЧЭ № 2 –  $\bar{y}_{j0} = (A_T, a_{kc}, \eta_m), J=3$ , где  $A_T$  – приведенный расход газа через критическое сечение соплового аппарата турбины,  $a_{kc}$  – коэффициент  $a_{kc}$  в уравнении  $\sigma_{kc} = 1 - a_{kc} \lambda_{kc}^2$ ,  $\eta_m$  – механический КПД. В ЧЭ № 3А исследовано влияние весов измерений  $P_k$  параметров ГТД  $\bar{N}_k = (P, G_T, p_k^*, p_T^*, G_B, T_k^*)$  на результаты идентификации. В ЧЭ № 3В выполнена оценка влияния случайных «шумов» возникающих при измерении параметров  $\bar{N}_k = (P, G_T, p_k^*, p_T^*, G_B, T_k^*)$  на результаты идентификации.

Результаты поиска решения в ЧЭ №№ 1, 3А, 3В и 5 показали, что уже в 1-ом приближении (при последовательном решении обратной, прямой задач и задачи оптимизации), обеспечивалось устойчивое и практически однозначное решение задачи оптимизации. Схема поиска решения при ПИ ММГТД «Б1» приведена на рис. 22.

В шестой главе выполнена апробация разработанного метода ПИ ММГТД применительно к одновальновому одноконтурному ГТД «Б» по данным его испытаний на наземном и высотном стендах и верификация результатов идентификации. При условиях, имевших место в процессе испытаний, узлы ГТД работают как в автомоделной так и в неавтомоделной областях по числу Рейнольдса.

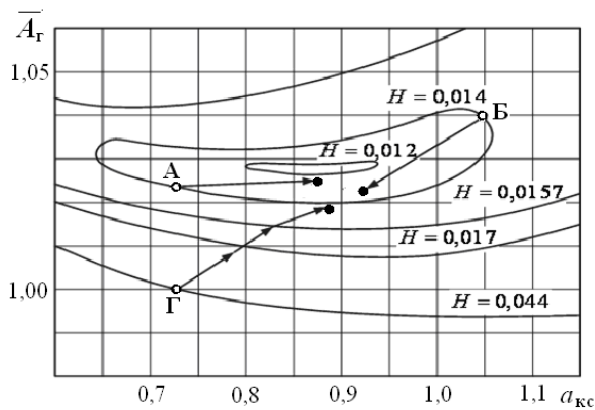


Рисунок 23– Схема поиска решения в задаче оптимизации при идентификации ММ ГТД «Б» в автомоделной области по числу Рейнольдса

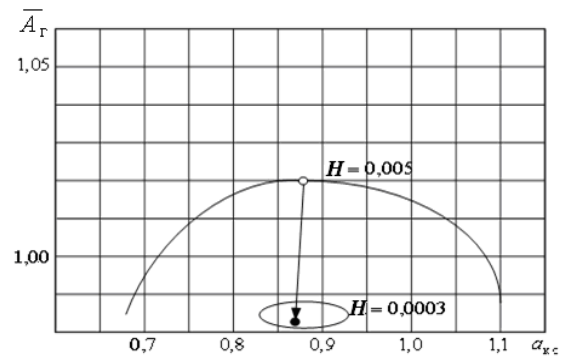


Рисунок 24 – Схема поиска решения в задаче оптимизации при идентификации ММ ГТД «Б» в неавтомоделной области по числу Рейнольдса

При поиске решения в автомоделной области (см. рис. 23) в качестве априорно задаваемых коэффициентов, при  $\eta_M = 0,98$ , принимались  $\bar{y}_{j0} = (A_T, a_{ks})$ , (варианты «А» и «Б»). При варианте «Г» в качестве априорно задаваемых коэффициентов принимались  $\bar{y}_{j0} = (A_T, a_{ks}, \eta_M)$ . В вариантах «А» и «Б» уже в 1-ом приближении получены устойчивые однозначные результаты решения (см. рис. 23). По полученным значениям  $\bar{y}_j = (A_T, a_{ks})$  при решении ОЗ были определены характеристики узлов ГТД «Б». При последующем решении ПЗ величины невязок между экспериментально измеренными и расчетными параметрами ГТД «Б»  $\bar{N}_k = (P, G_T, p_k^*, p_T^*, G_B, T_k^*)$  на 13 режимах работы уменьшились в 2...3 раза (в среднем с 1,63...3,6 % до 0,65..1,2 %)

В варианте «Г» из-за плохой обусловленности матрицы  $B$  нормальных уравнений (из-за равенства нулю коэффициентов влияния  $\delta\eta_T/\delta\eta_M = 0$ ,  $\delta\mu_c/\delta\eta_M = 0$ ,  $\delta\varphi_c/\delta\eta_M = 0$ ), решение было неустойчивым.

Поиск решения при ПИ ММ ГТД «Б» в неавтомоделной области по числу Рейнольдса осуществлялся при начальных значениях априорно заданных коэффициентов  $\bar{A}_T = 1,02$  и  $a_{ks} = 0,875$ , полученных в результате ПИ ММ ГТД «Б» в автомоделной области по числу Рейнольдса (см. рис. 24).

При ПИ ММ ГТД «Б» в неавтомоделной области получены зависимости, отражающие деформацию характеристик компрессора, камеры сгорания, турбины и реактивного сопла, из-за влияния числа Рейнольдса (снижение  $\pi_k^*, \eta_k^*, \eta_T, A_T, \eta_T^*, \mu_c$ ). После ПИ величины невязок между экспериментальными измеренными и расчетными параметрами ГТД «Б» в неавтомоделной области по числу Рейнольдса уменьшились в 2...4 раза.

### ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

Решена актуальная научно-практическая проблема – разработана методология ПИ ММ узлов ГТД по результатам их автономных испытаний по параметрам неравномерных воздушных и газовых потоков и ПИ ММ ГТД и их узлов по результатам стендовых испытаний ГГ ГТД и ГТД, которая позволяет существенно повысить точность определения по результатам испытаний показателей эффективности узлов ГТД, получать адекватные реальному объекту ММ ГТД, и на этой основе, обеспечить целенаправленную доводку узлов двигателя, сократить объемы испытаний и сроки создания ГТД.

Основные полученные результаты заключаются в следующем.

1. Разработаны ММ и универсальная программа осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков по различным способам с учетом изменения теплофизических свойств воздуха и газа в зависимости от температуры, состава смеси и влагосодержания.

2. Установлено, что наиболее обоснованным способом осреднения параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков для экспериментально-расчетного определения коэффициента восстановления полного давления входных устройств, КПД и других показателей газодинамической эффективности компрессоров (вентиляторов), для определения коэффициента восстановления полного давления в камере сгорания и КПД турбины, ГТД является способ осреднения по массовому расходу.

3. Разработана система ММ и программ расчета на ЭВМ для определения показателей эффективности компрессоров, вентиляторов, камер сгорания и турбин по результатам их автономных испытаний на компрессорных, камерных и турбинных стендах. Установлены погрешности расчета КПД узлов ГТД при применении различных способов осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков на входе и выходе из узлов по отношению к величинам КПД, полученным при осреднении параметров по массовому расходу. С помощью ММ компрессора, камеры сгорания и турбины ГТД установлена степень влияния влажности в потоке воздуха на входе в эти узлы при автономных испытаниях на величины их КПД. Установлена степень изменения КПД турбины в случае перехода ее работы на турбинном воздушном стенде с воздуха на смесь воздуха с продуктами сгорания.

4. Разработаны и апробированы ММ и программы расчета на ЭВМ для ПИ ММ компрессоров и турбин при их работе в системе ГТД, позволяющие уточнять ММ этих узлов как функции нескольких переменных с оценкой

влияния на их характеристики эксплуатационных факторов (упругой раскрутки рабочих лопаток компрессора и числа Рейнольдса).

5. Разработаны и апробированы:

– ММ ОТГЗ и программа расчета на ЭВМ для экспериментально-расчетной оценки коэффициента восстановления полного давления в основной камере сгорания при ее работе в системе ГТД,

– ММ ОТГЗ и программа расчета на ЭВМ для экспериментально-расчетной оценки коэффициентов восстановления полного давления и полноты сгорания в основной камере сгорания при ее работе в системе ГГ ГТД с измерением поля температуры газа за турбиной,

– ММ ОТГЗ и программа расчета на ЭВМ для экспериментально-расчетной оценки КПД турбины и показателей эффективности камеры сгорания по результатам испытаний ГГ ГТД с измерением полей температуры и полного давления газа за турбиной.

6. Разработан метод ПИ ММ ГТД, (базирующийся на решении обратной и прямой ТГЗ и задачи оптимизации), имеющий высокую эффективность, и обеспечивающий физическую обоснованность и однозначность получаемых решений. Задача оптимизации является общей для всех типов и схем ГТД. Разработанный метод ПИ ММ ГТД апробирован применительно к одновальному одноконтурному ГТД. После проведения ПИ ММ ГТД величины невязок между его измеренными и расчетными параметрами  $\overline{N}_k = (P, G_T, p_k^*, p_T^*, G_B, T_k^*)$  в автоматической области по числу Рейнольдса уменьшились в 2...3 раза (в среднем с 1,63...3,6 % до 0,65..1,2 %), в неавтоматической – в 2...4 раза (с 0,085...3,02 % до 0...0,799 %).

### **Публикации по теме диссертации**

#### **Публикации в изданиях рекомендованных ВАК РФ:**

1. Кофман, В. М. Сравнительный анализ способов осреднения при обработке параметров неравномерного воздушного потока на входе в ГТД // Вестн. Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – 2009. – Т. 12.– № 2 (31).– С. 35–42.
2. Кофман, В. М. Метод параметрической идентификации математических моделей ГТД на установившихся режимах работы // Вестн. Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – 2009. – Т.13.– № 1 (34). – С. 57–65.
3. Кофман, В. М. Система алгоритмов и программа для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков при обработке результатов испытаний ГТД и его узлов // Вестн. Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – 2009. – Т. 13. – № 1 (34). – С. 38–47.
4. Кофман, В. М. Определение КПД вентилятора ГТД по результатам измерения параметров неравномерных воздушных потоков // Полет. – 2009. – № 9. – С. 38–47.
5. Кофман, В. М. Влияние влажности в неравномерном воздушном потоке на расход воздуха и КПД вентилятора ГТД // Полет.– 2010. –№ 7. – С. 46–55.
6. Кофман, В. М. Определение показателей эффективности работы компрессора и вентилятора по параметрам неравномерных воздушных потоков // Вестн. Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та.– 2010. – Т. 14. – № 5 (40).– С. 27–37.



7. Кофман, В. М. Методика и опыт параметрической идентификации математических моделей компрессоров и вентиляторов по результатам стендовых испытаний ГТД // Вестн. Самарск. гос. аэрокосм. ун-та. – 2011. – № 3 (27). – С. 257–266.
8. Кофман, В. М. Исследование влияния неравномерности поля температуры газового потока на выходе из камеры сгорания ГТД на интегральные характеристики потока и результаты осреднения его параметров // Вестн. Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – 2012. – Т. 16. – № 1(46). – С. 10–23.
9. Кофман, В. М. Выбор способа осреднения параметров неравномерных газовых потоков при испытаниях турбин ГТД. Часть 1 // Вестн. Казанск. гос. техн. ун-та им. А. Н. Туполева. – 2012. – № 3. – С. 30 – 36.
10. Кофман, В. М. Выбор способа осреднения параметров неравномерных газовых потоков при испытаниях турбин ГТД. Часть II // Вестн. Казанск. гос. техн. ун-т им. А. Н.Туполева. – 2012. – Вып.1. – № 4. – С. 49–55.
11. Кофман, В. М. Определение коэффициента полезного действия турбины ГТД по параметрам неравномерных газовых потоков // Вестн. Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – 2012. – Т. 16. – № 5(50). – С. 28–40.
12. Кофман, В. М. Методология экспериментально-расчетного определения показателей эффективности основных камер сгорания ГТД по результатам их автономных испытаний на камерном стенде/ В. М. Кофман // Вестник Перм. нац. исслед. политехн. ун-та. Аэрокосмическая техника.– 2016.– № 46.– С.7– 39.

*Монографии:*

1. Кофман, В. М. Методология и опыт экспериментально-расчетного определения показателей газодинамической эффективности узлов ГТД по параметрам неравномерных воздушных и газовых потоков: монография // Уфа: УГАТУ, 2013. – 400 с.
2. Кофман, В. М. Методология и опыт параметрической идентификации математических моделей газотурбинных двигателей и их узлов по результатам испытаний: монография // Уфа: УГАТУ, 2014.– 182 с.

*Свидетельства об официальной регистрации программ для ЭВМ:*

1. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2013661049. Идентификация математических моделей компрессоров и вентиляторов по результатам их испытаний в системе ГТД; Заявл. 08.10.2013; Зарегистр. в Реестре программ для ЭВМ 27.11.2013.
2. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2013661093. Осреднение параметров неравномерных воздушных и газовых потоков при обработке результатов испытаний ГТД и их узлов; Заявл. 03.10.2013; Зарегистр. в Реестре программ для ЭВМ 28.11.2013.
3. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2013661325. Идентификация математических моделей ГТД по результатам их стендовых испытаний; Заявл. 18.10.2013; Зарегистр. в Реестре программ для ЭВМ 05.12.2013.
4. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2013661652. Расчет показателей эффективности турбины ГТД по результатам испытания

турбины на турбинном стенде; Заявл. 18.10.2013; Зарегистр. в Реестре программ для ЭВМ 11.12.2013.

5. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2015617483. Экспериментально-расчетное определение коэффициентов полноты сгорания и восстановления полного давления в кольцевой камере сгорания газогенератора ГТД по результатам его испытаний; Заявл. 27.05.2015; Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 13.07.2015.

6. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2015617702. Обратная термогазодинамическая задача для параметрической идентификации характеристик узлов газогенератора ГТД и одновального ТРД по результатам их испытаний; Заявл. 21.05.2015; Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 20.07.2015.

7. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2015617375. Прямая термогазодинамическая задача для расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик одновального ТРД и газогенератора ГТД; Заявл. 21.05.2015; Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 08.07.2015.

8. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2015617594. Экспериментально-расчетное определение коэффициента полноты сгорания в кольцевой камере сгорания ГТД при автономных испытаниях камеры на камерном стенде при наличии на входе в испытываемую камеру камеры подогрева; Заявл. 21.05.2015; Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 15.07.2015.

9. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2015617453. Экспериментально-расчетное определение коэффициента полноты сгорания в кольцевой камере сгорания ГТД при автономных испытаниях камеры на камерном стенде; Заявл. 27.05.2015; Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 10.07.2015.

10. Кофман, В. М. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2015662006. Экспериментально-расчетное определение показателей эффективности камеры сгорания и охлаждаемой турбины по результатам испытаний газогенератора ГТД с измерением параметров неравномерного газового потока в сечении за турбиной; Заявл. 28.09.2015; Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 13.11.2015.

#### *Другие публикации*

1. Кофман, В. М. Методики и опыт определения КПД турбин по результатам их испытаний на турбинном стенде / В. М. Кофман // Вестник Перм. нац. исслед. политехн. ун-та. Аэрокосмическая техника. – 2012. – № 33. – С. 43–65.

2. Кофман, В. М. Определение КПД и идентификация математической модели турбины по результатам ее испытаний в системе газогенератора ГТД / В. М. Кофман // Вестник Перм. нац. исслед. политехн. ун-та. Аэрокосмическая техника. – 2013. – № 34. – С. 5–39.

Диссертант

В. М. Кофман

КОФМАН Вячеслав Моисеевич

МЕТОДОЛОГИЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ  
МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И  
ИХ УЗЛОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ

Специальность:

05.07.05 - Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки  
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени  
доктора технических наук

Подписано в печать \_\_.\_\_.201\_. Формат 60×84 1/16

Бумага офсетная. Печать плоская. Гарнитура Times New Roman Cyr.

Усл. печ. л. 2,0. Уч.-изд. л. 2,0.

Тираж 100 экз. Заказ № \_\_\_\_.

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный  
технический университет»

Центр оперативной полиграфии

450000, Уфа-центр, ул. К. Маркса, 12