Министерство образования и науки Российской Федерации
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ (НИ ТРУ)
Физико-технический факультет
Кафедра прикладной аэромеханики

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ В ГЭК
Руководитель ООП
д-р физ. – мат. наук, доцент
_____Э.Р. Шрагер
«_06_»_июня_____2018 г.

# ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА БАКАЛАВРА

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ПРИ ОБТЕКАНИИ ТЕЛА С ПРОТОЧНОЙ ПОЛОСТЬЮ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ В МОДЕЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТАНОВКЕ ПРИ М=5

по основной образовательной программе подготовки бакалавров
направление подготовки 16.03.01 – Техническая физика

Федотов Андрей Николаевич

Руководитель ВКР
канд. физ - мат. наук, доцент
_____ В. В. Фарапонов
«_04_»_июня_____2018 г.

Автор работы:
Студент гр. 10406
_____ А.Н.Федотов

Томск-2018

Министерство образования и науки Российской Федерации
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ (НИ ТРУ)
Физико-технический факультет
Кафедра прикладной аэромеханики

Руководитель ООП
д-р физ.-мат. наук, профессор
_____ Э. Р. Шрагер
«_11_» _01_____2018 г.

**Задание**

На выпускную квалификационную работу бакалавра по направлению 16.03.01
Техническая физика профиль Теплофизика Федотова А.Н.
**Тема работы: Экспериментальное исследование температуры газа при обтекании тела с проточной полостью сверхзвуковым потоком с числом Маха=5 в модельной аэродинамической установке.**
Научный руководитель: .к.ф.-м.н., доцент, Фарапонов В.В.
Срок представления законченной работы на кафедру: 1 июня 2018 г.
Содержание работы и сроки исполнения:

| | Название раздела работы | Срок выполнения |
|---|---|---|
| 1 | Изучение списка литературы по теме работы | 25.12.2017 |
| 2 | Разработка и изготовление модели с полостью для регистрации статической температуры потока. | 1.02.2018 |
| 3 | Проведение испытаний для модели с полостью для регистрации статической температуры. | 15.03.2018 |
| 4 | Анализ полученных результатов. Проведение испытаний с учетом выданных рекомендаций. | 1.05.2018 |
| 5 | Написание отчета. | 1.06.2018 |

**Рекомендуемая для изучения литература:**


1. Репик Е.У. Измерение температуры газового гиперзвукового потока малой плотности // Труды ЦАГИ, 1967, вып. 1066.
2. Ладенбург Р. У., Льюис Б., Пиз Р. Н., Тэйлор Х. С.; пер. с англ. под ред. Дитякина Ю. Ф., Физические измерения в газовой динамике при горении, - М.: «Издательство иностранной литературы», 1957, -485 с.
3. Моффат Р.Д. Измерение температуры газа. – Сб.: Измерение нестационарных температур и тепловых потоков / Под ред. А. Н. Гордова. – М.: Мир, 1966.
4. Паттерсон Г.Н. Молекулярное течение газов. – М.: Физматгиз, 1960.


Руководитель работы _____ Фарапонов В.В.

Задание принял к исполнению _____Федотов А.Н.

# АННОТАЦИЯ

Представленная работа посвящена экспериментальному исследованию распределения температурного поля вдоль проточного тракта гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя при набегающем сверхзвуковом потоке с числом Маха равным 6. Для реализации этой задачи был разработан и смонтирован термозонд, состоящий из термодатчиков. Термодатчики были выполнены из медных колец и хромель-копелевых термопар. Получены результаты распределения температурного поля по длине канала во времени.

# Abstract

The presented work is pilot study of distribution of the temperature field along a flowing path of the hypersonic direct-flow propulsion jet engine at the running supersonic stream with a move equal 5. For realization of this task the thermoprobe consisting of thermal sensors has been developed and mounted. The temperature sensors were made of copper rings and chromel- aluminum thermocouples. The results of the distribution of the temperature field along the channel length in time are obtained.

# СОДЕРЖАНИЕ

Введение. .....3
Аннотация.....4
1. ПРЯМОТОЧНЫЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ. .....5
1.1 Устройство прямоточного воздушно-реактивного двигателя.....5
1.2 Принцип работы ПВРД .....5
1.3 Виды ПВРД и их краткие характеристики. .....6
2. ПОДГОТАВКА К ФИЗИЧЕСКОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ ПО ОПРЕДЕЛНИЮ ТЕМПЕРАТУРЫ ПОТОКА ВНУТРИ ПРОТОЧНОГО ТРАКТА ПВРД. .....9
2.1 Разработка модельного ГПВРД.....9
2.2. Методы измерения температуры потока. .....10
2.3. Изготовление термопар для регистрации температуры потока .....13
2.4. Изготовление датчиков температуры. .....16
2.4.1. Изготовление датчиков зонда. .....16
2.4.2 Изготовление термодатчика форкамеры. .....21
3. ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТЕМПЕРАТУРЫ ПОТОКА ВНУТРИ ПРОТОЧНОГО ТРАКТА ПВРД .....23
3.1 Метод определения статической температуры потока .....23
3.2. Схема подключения термопар. .....24
3.3.. Монтаж и сборка термозонда. .....26
3.4..Результаты экспериментов.....28
Заключение . .....32
Список литературы .....33

# ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время существует интерес к исследованию обтекания и определения аэродинамических характеристик тел различной формы при разных скоростях движения. Экспериментальные результаты используются для проверки физических и математических моделей, применяемых для расчёта сложных внешних и внутренних течений, получения количественной оценки вычислительных ошибок, верификации программ расчёта и определения областей их применения.

Целью работы является экспериментальное исследование температуры газа при обтекании тела с проточной полостью сверхзвуковым потоком в модельной аэродинамической установке. Данная работа посвящена исследованию процессов, протекающих в модели гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД)[1,2]. В первой главе рассмотрено устройство прямоточного воздушно-реактивного двигателя, принцип его работы, виды ПВРД и их краткие характеристики [3].

Вторая глава посвящена подготовке к физическому моделированию по определению температуры потока внутри проточного тракта ПВРД. Практические рекомендации для измерения температуры стенки при помощи термопар, термометров сопротивления и приборов, действие которых основано на излучении, обобщены Хофтеном и Олсоном [4, 5]; термоэлектрическая термометрия подробно рассмотрена Розером; методы оптической пирометрии для измерения температуры стенок нагретых тел описаны Форсайтом [6].

В третей главе показан спроектированный и реализованный термозонд. Зонд для измерения температуры потока состоит из восьми термодатчиков. Термодатчики были выполнены из медных колец и хромель-копелевых термопар. Была проведена градуировка термопар и датчиков температуры. Градуировка проводилась с помощью оборудования входящего в комплект аэродинамической установки ТГУ. Построены градуировочные зависимости [7,8].

Зонд для измерения температуры потока устанавливался в модель ГПВРД для исследования температуры газа в восьми точках проточного тракта [9]. Была проведена серия экспериментов на аэродинамической трубе с числом М= 5. Получены и обработаны результаты эксперимента. Сопоставление результатов численных расчетов и данных экспериментов показало их качественное согласование.

# 1. ПРЯМОТОЧНЫЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

## 1.1 Устройство прямоточного воздушно-реактивного двигателя

Одним из наиболее простых по конструкции силовых агрегатов семейства воздушно-реактивных двигателей является прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД). Как и у всех других воздушно-реактивных двигателей, его тяга обеспечивается сгоранием топлива и образованием реактивного потока, но при этом он имеет ряд принципиальных отличий. Конструкция ПВРД отличается лаконичностью и минимальным количеством составляющих элементов. Упрощенный вариант ПВРД: диффузор, камера сгорания и сопла, вспомогательные системы подачи топлива и зажигания. Схема работы такого двигателя показана на рис. 1.

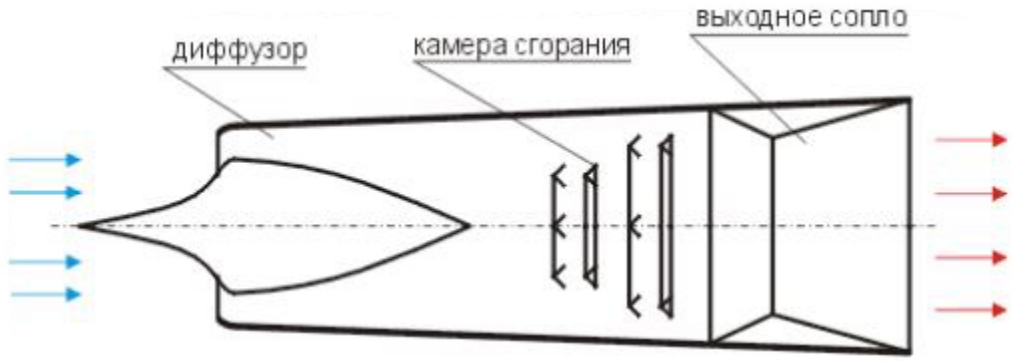


Рисунок 1. Схема работы ПВРД

## 1.2 Принцип работы ПВРД

Работа ПВРД беспрерывна. Встречный поток воздуха через входное устройство попадает в диффузор, где снижает свою скорость и сжимается, превращая кинетическую энергию движения во внутреннюю. Сжатый и нагретый воздух с пониженной скоростью попадает в камеру сгорания, перемешивается с впрыснутым форсунками топливом и образует топливный заряд. Полученная горючая смесь воспламеняется от искры или при контакте с горячими стенками двигателя, в результате чего образуются продукты сгорания – газы с большим зарядом энергии. Поток расширяющихся газов проходит через сопло и выходит наружу со скоростью большей, чем скорость полета, образуя реактивную тягу. Во многих моделях ПВРД жидкое топливо заменяется твердым, расположенным в камере сгорания, что значительно упрощает его конструкцию. Само топливо представляет собой измельченный порошок бериллия, алюминия или магния, который нагревается и под влиянием температуры и кислорода постепенно окисляется.

ПВРД имеет один недостаток: он не может работать при низких скоростях или в неподвижном состоянии. Для его запуска и стабильной работы необходим мощный встречный воздушный поток, обеспечивающийся только дополнительным ускорителем. Тяга ПВРД зависит от скорости полета и определяется исходя из влияния нескольких факторов: Чем больше показатель скорости полета, тем большим будет расход воздуха, который проходит через тракт двигателя, соответственно, большее количество кислорода будет проникать в камеру сгорания, увеличивая расход топлива, тепловую и механическую мощность мотора. При возрастании скорости полета увеличивается уровень давления в камере сгорания. Вследствие этого увеличивается термический КПД двигателя. Чем больше разница между скоростью полета аппарата и скоростью прохождения реактивной струи, тем больше тяга двигателя. Зависимость тяги прямоточного воздушно-реактивного двигателя от скорости полета можно представить следующим образом: до того момента, пока скорость полета намного ниже скорости прохождения реактивной струи, тяга будет увеличиваться вместе с ростом скорости полета. Тяга начинает падать при скорости полета, приближающейся к скорости реактивной струи.

## 1.3 Виды ПВРД и их краткие характеристики

**Дозвуковые.**

Эта группа двигателей предназначена для обеспечения полетов на скоростях, равных от 0,5 до 1,0 числа Маха. Сжатие воздуха и торможение в таких двигателях происходит в диффузоре – расширяющемся канале устройства на входе потока. Данные двигатели имеют крайне низкую эффективность. При полетах на скорости М= 0,5 уровень увеличения давления в них равен 1,186, из-за чего идеальный термический КПД для них – всего 4,76%, а если еще и учитывать потери в реальном двигателе, эта величина будет приближаться к нулю. Это значит, что при полетах на скоростях М <0,5 дозвуковой ПВРД неработоспособен. Но даже на предельной скорости для дозвукового диапазона при М=1 уровень увеличения давления равен 1,89, а идеальный термический коэффициент – всего 16, 7%. Эти показатели в 1,5 раза меньше, чем у поршневых двигателей внутреннего сгорания, и в 2 раза меньше, чем у газотурбинных двигателей. Газотурбинные и поршневые двигатели к тому же эффективны для использования при работе в стационарном положении. Поэтому прямоточные дозвуковые двигатели в сравнении с другими авиационными двигателями оказались неконкурентоспособными и в настоящее время серийно не выпускаются.

**Сверхзвуковые.**

Сверхзвуковые ПВРД рассчитаны на осуществление полетов в диапазоне скоростей 1 < M < 5. Торможение газового сверхзвукового потока всегда выполняется разрывно, при этом образуется ударная волна - скачок уплотнения. На дистанции ударной волны процесс сжатия газа не является изоэнтропийным. Следовательно, наблюдаются потери механической энергии, уровень увеличения давления в нем меньше, нежели в изоэнтропийном процессе. Чем мощнее будет скачок уплотнения, тем больше поменяется скорость потока на фронте. Для того чтобы уменьшить потери давления, происходит сжатие не в одном, а нескольких скачках уплотнения с меньшей интенсивностью. После каждого из таких скачков наблюдается снижение скорости потока, которая остается сверхзвуковой. Это достигается, если фронт скачков расположен под углом к направлению скорости потока. В последнем скачке скорость достигает дозвукового показателя, дальнейшие процессы торможения и сжатия воздуха происходят непрерывно в канале диффузора. Если входное устройство мотора расположено в области невозмущенного потока (например, впереди летательного аппарата на носовом окончании или на достаточном отдалении от фюзеляжа на крыльевой консоли), оно выполняется асимметричным и комплектуется центральным телом – острым длинным «конусом». Центральное тело предназначено для создания во встречном воздушном потоке косых скачков уплотнения, которые обеспечивают сжатие и торможение воздуха до момента его поступления в специальный канал входного устройства. Входные устройства – устройства конического течения, воздух внутри которых циркулирует, образуя коническую форму. Центральное коническое тело может быть оснащено механическим приводом, который позволяет ему двигаться вдоль оси двигателя и оптимизировать торможение потока воздуха на разных скоростях полета. При фиксации двигателя в области аэродинамического влияния элементов конструкции самолета используют входные устройства плоской формы двухмерного течения. Они не оснащаются центральным телом и имеют поперечное прямоугольное сечение. Входные регулируемые устройства прямоугольного сечения способны менять положение клиньев внутри канала.

В сверхзвуковом скоростном диапазоне ПВРД более эффективен, нежели в дозвуковом. К примеру, на скорости полета M=3 степень увеличения давления составляет 36,7, что приближается к показателю турбореактивных двигателей, а расчетный идеальный КПД достигает 64,3 %. На практике эти показатели меньшие, но на скоростях в диапазоне M=3-5 СПВРД по эффективности превосходят все существующие типы ВРД. При температуре невозмущенного воздушного потока 273°К и скорости самолета M=5 температура рабочего заторможенного тела равна 1638°К, при скорости M=6 — 2238°К, а в реальном полете с учетом скачков уплотнения и действия силы трения становится еще выше.

Дальнейшее нагревание рабочего тела является проблематичным из-за термической неустойчивости конструкционных материалов, входящих в состав двигателя. Поэтому скорость, равная М=5,считается предельной для СПВРД

**Гиперзвуковые.**

К категории гиперзвуковых ПВРД относится ПВРД, работающий на скоростях соответствующих 5М. На входе в устройство ГПВРД торможение воздуха выполняется только частично, и на протяжении остального такта перемещение рабочего тела является сверхзвуковым. Большая часть кинетической исходной энергии потока при этом сохраняется, после сжатия температура относительно низкая, которая позволяет освободить рабочему телу значительное количество тепла. После входного устройства проточная часть двигателя по всей своей длине расширяется. За счет сгорания топлива в сверхзвуковом потоке происходит нагрев рабочего тела, которое расширяется и ускоряется. Этот тип двигателя нужен для проведения полетов в разреженной стратосфере. Теоретически такой двигатель можно использовать на многоразовых носителях космических аппаратов.

Одной из главных проблем проектирования ГПВРД является организация сгорания топлива в сверхзвуковом потоке. В разных странах начаты несколько программ по созданию ГПВРД, все они находятся на стадии теоретических изысканий и предпроектных лабораторных исследований.

## Заключение

1. Изучена литература по устройству и работе прямоточных воздушно-реактивных двигателей.

2. Изучены методы регистрации температуры потока вдоль проточного тракта ГПВРД . Обоснован выбор применения термопар в физическом эксперименте.

3. Изготовлены и отградуированы хромель-копелевые термопары. Проведены градуировка медных термодатчиков с разной конфигурацией подключения к ним термопар.

4. Разработан и изготовлен термозонд для измерений температуры потока внутри проточного тракта ПВРД.

5. Проведено экспериментальное исследование распределения температурного поля вдоль проточного тракта ПВРД при сверхзвуковом набегающем потоке с числом Маха равным 6.

## Список используемой литературы

1. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей, Зуева В.С., Макарон В.С., 1971, 368 с.

2. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета) / В.Н. Александров, В.М. Быцкевич, В.К. Верхоломов и др. / Под ред. Л.С. Яновского. – М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.

3. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. / Б.В. Орлов, Г.Ю. Мазинг, А.Л. Рейдель и др. – М.: Машиностроение, 1967. – 424 с.

4. Моффат Р.Д. Измерение температуры газа. – Сб.: Измерение нестационарных температур и тепловых потоков / Под ред. А. Н. Гордова. – М.: Мир, 1966.

5. Паттерсон Г.Н. Молекулярное течение газов. – М.: Физматгиз, 1960.

6. Физические измерения в газовой динамике при горении / Р. У. Ладенбург, Б. Льюис, Р. Н. Пиз, Х. С. Тэйлор; пер. с англ. под ред. Ю. Ф. Дитякина.- М.: «Издательство иностранной литературы», 1957, -485 с.

7. Преображенский В. П. Теплотехнические измерения и приборы.-М.: Энергия, 1978.

8. А.Н. Гордов, Я.В. Малков, Н.Н. Эргардт, Н.А. Ярышев. Точность контактных методов измерения температуры/ М: Издательство стандартов, 1976

9. Чистяков С. Ф., Радун Д. В. Теплотехнические измерения и приборы.- М.: Высшая школа, 1977.

**Заключение**
**руководителя ООП 16.03.01 Техническая физика**
профиль «Теплофизика»

Руководствуясь п.3.2 «Регламента размещения текстов выпускных квалификационных работ в электронной библиотеке НИ ТГУ» (Приказ ректора N301/ОД от 22.04.2016) выпускную квалификационную работу Федотова А.Н. следует разместить в репозитории НБ НИ ТГУ с изъятием разделов 2, 3.

Руководитель ООП
Техническая физика

Э.Р. Шрагер

# Отчет о проверке на заимствования №1

**Автор:** fedotov_andrei27@mail.ru / ID: 5694535
**Проверяющий:** (fedotov_andrei27@mail.ru / ID: 5694535)

Отчет предоставлен сервисом «Антиплагиат»- http://www.antiplagiat.ru

## ИНФОРМАЦИЯ О ДОКУМЕНТЕ

№ документа: 16
Начало загрузки: 28.05.2018 06:56:26
Длительность загрузки: 00:00:01
Имя исходного файла: антиплагиат проверка
Размер текста: 1591 кБ
Символов в тексте: 34949
Слов в тексте: 3656
Число предложений: 352

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ ОТЧЕТЕ

Последний готовый отчет (ред.)
Начало проверки: 28.05.2018 06:56:28
Длительность проверки: 00:00:01
Комментарии: не указано
Модули поиска:

| ЗАИМСТВОВАНИЯ | ЦИТИРОВАНИЯ | ОРИГИНАЛЬНОСТЬ |
|---|---|---|
| 10,04% | 0% | 89,96% |

Заимствования — доля всех найденных текстовых пересечений, которые не относятся к корректным заимствованиям, от общего объема текста.
Корректные заимствования — доля текстовых пересечений, которые не являются результатом неправомерных заимствований, от общего объема текста.
Цитирования — доля всех найденных текстовых пересечений, которые относятся к корректно оформленным цитатам, от общего объема текста.
Оригинальность — доля фрагментов текста проверяемого документа, не обнаруженных ни в одном из источников, по которым шла проверка, по отношению к общему объему документа.
Совпадения — фрагменты проверяемого документа, совпадающие или почти совпадающие с фрагментом текста источника.
Источник — документ, проиндексированный в системе и содержащийся в модуле поиска, по которому проводится проверка.
Прямые заимствования — доля фрагментов текста проверяемого документа, не обнаруженных ни в одном источнике, по которым шла проверка, по отношению к общему объему документа.
Заимствования, цитирования и оригинальность являются отдельными показателями и в сумме дают 100%, что соответствует всему тексту проверяемого документа.
Обращаем ваше внимание, что система находит текстовые пересечения проверяемого документа с документами, проиндексированными в системе на момент проверки. Принятие решения, основанного на использовании данного инструмента, определение корректности и правомерности заимствований, цитирований, встречающихся текстовых фрагментов и границы них, а также принятие решения о нарушении или отсутствии нарушения авторских прав на произведения, лежит в компетенции проверяющего.

| № | Доля в отчете | Доля в тексте | Источник | Ссылка | Актуален на | Модуль поиска | Блоков в отчете | Блоков в тексте |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| [01] | 4,72% | 4,72% | Прямоточный реактивный ... | http://vofem.ru | 24 Ноя 2017 | Модуль поиска Интернет | 1 | 1 |
| [02] | 2,78% | 2,78% | ЛЕКЦИЯ 7 | http://studfiles.ru | 18 Июл 2016 | Модуль поиска Интернет | 6 | 6 |
| [03] | 0,82% | 1,09% | не указано | http://vofem.ru | раньше 2011 | Модуль поиска Интернет | 3 | 6 |

Еще источников: 6
Еще заимствований: 1,72%

Студент группы 10406 Федотов А.Н.
Научный руководитель Фараонов В.В.
Руководитель ООП Шрагер Э.Р