**«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»**

**(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)**

**ОТЧЕТ О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ В СЕМЕСТРЕ ПО ТЕМЕ:**

**КАМЕРА СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С РЕГУЛИРУЕМОЙ ГАЗОДИНАМИКОЙ ПРОЦЕССА**

**Студентки группы А8М41**

**Княгининой Юлии Евгеньевны**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Руководитель:** | | | | |  | | | |
|  | | | | | подпись | | | |
|  | | |  | | |  | | |
| ученая степень, ученое звание | | | | Фамилия ИО | | | | |
| « » |  |  | | | | |  | 201\_\_г. | |
| **Обучающийся:** | | |  | | | | | |
|  | | |  | | |  | | |
| подпись | | |  | | | Фамилия ИО | | |
| « » |  |  | | | | |  | 201 г. | |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2018 г

Оглавление

[Введение 3](#_Toc535218643)

[1.Общие сведения о газотурбинных двигателях 4](#_Toc535218644)

[1.2 Принцип работы газотурбинного двигателя 4](#_Toc535218645)

[1.3 Основные сведения о камерах сгорания 6](#_Toc535218646)

[1.4 Основные элементы в камере сгорания 8](#_Toc535218647)

[1.5 Способы анализа процесса работы газотурбинного двигателя 11](#_Toc535218648)

[Заключение 12](#_Toc535218649)

# Введение

Задачами НИР в данном семестре являлись:

1. Постановка цели и задач магистерской диссертации

2. Обзор литературы

3. Подготовка и написание 1 главы диссертации

Тема моей магистерской диссертации – Камера сгорания газотурбинного двигателя с регулируемой газодинамикой процесса.

Газотурбинные двигатели одни из самых распространенных в авиации и несомненно исследования в области регулирования процессов в камере сгорания с целью повышения эффективности ее работы весьма актуальны.

Цель моей магистерской диссертации является оценка эффективности способов регулирования газодинамических процессов в камере сгорания газотурбинного двигателя.

В качестве решаемых в процессе работы задач рассматриваются следующие этапы:

1) Обзор проблем в существующих газотурбинных двигателей и их возможных решений

2) Создание трехмерной расчетной модели основной камеры сгорания газотурбинного двигателя с помощью пакета прикладных программ Ansys Fluent

3) Верификация результатов расчета полученных помощью численного моделирования с реальными данными.

4) Анализ различных методов регулирования газодинамики основной камеры сгорания.

5) Выявление лучшего способа регулирование и оценка возможности его использования

# 1.Общие сведения о газотурбинных двигателях

Газотурбинный двигатель основной в авиации. Первые газотурбинные двигатели данного класса появились в Германии ещё в начале 40-х годов прошлого века, и на сегодняшний день они по-прежнему продолжают широко применяться в военной авиации, в частности устанавливаются на самолётах Су-27, МиГ-29, F-22, F-35 и т.д.

Газотурбинные авиа двигатели весьма эффективны на сравнительно небольших скоростях перемещения воздушных судов, и потому их применение в гражданской авиации также весьма обоснованно.

## 1.2 Принцип работы газотурбинного двигателя

Газотурбинный двигатель (ГТД) представляет собой разновидность теплового двигателя, в конструкции которого имеются лопаточные машины. Особенностью работы является то, что превращение энергии горящего топлива в механическую работу происходит в нем непрерывно.**В ГТД составные части рабочего цикла, включающего сжатие воздуха, отвод теплоты к рабочему телу и расширение, разобщены между собой и протекают в разных местах.**

На сегодняшний день известно много конструкций и схем ГТД, отличающихся друг от друга следующими параметрами:

• условиями сжигания топлива — с внутренним и внешним сжиганием;

• использованием рабочего тела в круговом процессе — разомкнутые и замкнутые системы;

• количеством валов — одновальные, двух- и многовальные.

Особенность ГТД, применяемых в авиации, является то, что энергия сгорания топлива преобразуется в энергию истечения газов, которые с большой скоростью через выпускную систему ГТД выбрасываются в атмосферу. Тяга при работе этих двигателей возникает за счет разности количеств движения (произведения массы на скорость), выходящего из выпускной системы газовоздушного потока и входящего в приемное устройство ГТД воздуха. Тяга направлена при этом в сторону, противоположную направлению истечения газов, т. е. является реактивной. Нетрудно представить себе, что для увеличения тяги реактивного двигателя необходимо увеличить разность количеств движения, т. е. на выходе из ГТД произведение массы на скорость должно значительно превышать такую же величину на входе. Решению этой задачи служат все элементы конструкции ГТД.

Существует несколько типов ГТД:

1)Турбореактивный.

Газы после прохождения турбины, которая вращает компрессор, выходят из двигателя через выхлопное сопло на огромной скорости и таким образом толкают самолет вперед. Такие двигатели сейчас используются в основном на высокоскоростных боевых самолетах.

2)Турбовинтовые двигатели отличаются от турбореактивных тем, что имеют дополнительную секцию турбины, которая еще называется турбиной низкого давления, состоящую из одного или нескольких рядов лопаток, которые отбирают оставшуюся после турбины компрессора энергию у газов и таким образом вращает воздушный винт, который может находится как спереди так и сзади двигателя. После второй секции турбины, отработанные газы выходят фактически уже самотеком, не имея практически никакой энергии, поэтому для их вывода используются просто выхлопные трубы. Подобные двигатели используются на низкоскоростных, маловысотных самолетах.

3)Газотурбинные двигатели имеют классификацию также по другим признакам:

* по типу входного устройства (регулируемое, нерегулируемое)
* по типу компрессора (осевой, центробежный, осецентробежный)
* по типу воздушно-газового тракта (прямоточный, петлевой)
* по типу турбин (число ступеней, число роторов и др.)
* по типу реактивного сопла (регулируемое, нерегулируемое) и др.

Турбореактивный двигатель с осевым компрессором получил широкое применение. При работающем двигателе идет непрерывный процесс. Воздух проходит через диффузор, притормаживается и попадает в компрессор. Затем он поступает в камеру сгорания. В камеру через форсунки подается также топливо, смесь сжигается, продукты сгорания перемещаются через турбину. Продукты сгорания в лопатках турбины расширяются и приводят ее во вращение. Далее газы из турбины с уменьшенным давлением поступают в реактивное сопло и с огромной скоростью вырываются наружу, создавая тягу. Максимальная температура имеет место и на воде камеры сгорания.

Компрессор и турбина расположены на одном валу. Для охлаждения продуктов сгорания подается холодный воздух. В современных реактивных двигателях рабочая температура может превышать температуру плавления сплавов рабочих лопаток примерно на 1000 °С. Система охлаждения деталей турбины и выбор жаропрочных и жаростойких деталей двигателя — одни из главных проблем при конструировании реактивных двигателей всех типов, в том числе и турбореактивных.

Особенностью турбореактивных двигателей с центробежным компрессором является конструкция компрессоров. Принцип работы подобных двигателей аналогичен двигателям с осевым компрессором.

## 1.3 Основные сведения о камерах сгорания

Камера сгорания газотурбинного двигателя должна удовлетворять широкому кругу требований. Общими требованиями для любого двигателя считаются:

1. Высокое значение коэффициента полноты сгорания η, равного отношению энергии, выделяющейся при сжигании 1 кг топлива к теплотворной способности топлива. Типичные значения η — 0,98..0,99.
2. Надежный и плавный запуск (особенно при низких температурах)
3. Широкие пределы устойчивого горения
4. Отсутствие проявлений нестабильности вызванных процессом горения (например пульсаций давления)
5. Низкие потери полного давления
6. Большой срок работы
7. Низкий уровень выброса веществ загрязняющих атмосферу
8. Конфигурация и размеры камеры должны быть совместимы с контуром двигателя

Для авиационных двигателей важнейшими дополнительными требованиями являются малые размеры и масса.

Можно выделить следующие типы камер сгорания ГТД:

* Трубчатые КС

Такая КС состоит жаровой трубы расположенной внутри цилиндрического корпуса. В ГТД камеры сгорания такой схемы выполняются в виде блока из нескольких трубчатых камер. Трубчатые камеры характерны для большинства турбореактивных двигателей ранних конструкций. Существенным недостатком таких камер являются большие габариты и как следствие большая масса конструкции.

* Трубчато-кольцевые КС

В трубчато-кольцевые КС несколько цилиндрических жаровых труб устанавливаются внутри кольцевого корпуса и соединяются между собой патрубками. Основная проблема при конструировании трубчато-кольцевой КС состоит в организации удовлетворительного безотрывного обтекания жаровых труб. Серьезные трудности в частности могут возникнуть при проектировании диффузора.

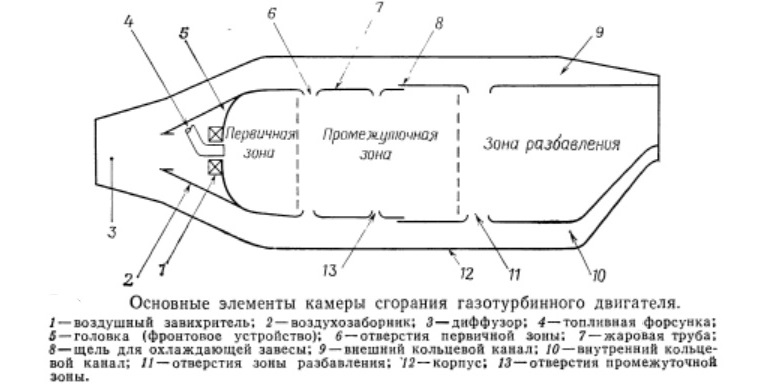
* Кольцевые КС

В камерах такого типа жаровая труба располагается концентрично в кольцевом пространстве образованном наружным и внутренним корпусом. Такая конфигурация позволяет создавать компактные конструкции с меньшими потерями давления, чем в камерах других типов. Большинство камер в современных мощных двигателях выполняются именно по этой схеме.

Кроме того существует деление камер сгорания ГТД по направлению потока газа. Это камеры прямоточные и противоточные. В прямоточных направление движения газа в камере сгорания совпадает с его направлением движения по тракту двигателя, а в противоточных эти направления противоположны.

## 1.4 Основные элементы в камере сгорания

На рисунке 1 представлены основные элементы ГТД:



*Первичная зона*

Здесь происходит подвод первичного воздуха и топлива и приготовление топливо-воздушной смеси. Воздух турбулизуется при помощи различного рода завихрителей, топливо распыляется форсунками, происходят процессы перемешивания, испарения и воспламенения.

*Промежуточная зона*

В зависимости от конструкции двигателя зона горения может быть удлинена. Тогда выделяют еще промежуточную зону горения, в которой завершается сгорание топлива. В эту зону поступает уже и вторичный воздух, также в этом случае участвующий в процессе горения.

*Зона разбавления*

Далее расположена зона смешения (или разбавления). В этой зоне в жаровую трубу через все те же спецотверстия в ней поступает вторичный воздух, который уже не участвует в процессе горения. Он, перемешиваясь с газом, формирует окончательную температуру на выходе из камеры сгорания и поле ее распределения (поле температур).

*Воздушный завихритель*

Воздух обычно входя в жаровую трубу, проходит в ее *фронтовом устройстве* специальный узел, именуемый завихрителем, который еще больше тормозит и способствует его перемешиванию с распыляемым топливом.

*Жаровая труба*

Жаровая труба используется для локализации процесса горения топлива. Данный элемент работает в крайне тяжелых условиях повышенных температур (до 1000°С). Именно в жаровой трубе сосредоточены большие температурные перепады при пуске или смене режима работы турбины. Именно это способствует наличию температурных напряжений в составляющих жаровой трубы. Поэтому, во многих случаях, жизненный цикл жаровых труб определяет жизненный цикл камеры сгорания в целом.

*Диффузор*

Применяется для уменьшения скорости воздуха поступающего в камеру сгорания. Также диффузор должен обеспечить преобразование скоростного напора в давление с минимальными потерями и создать устойчивое равномерное поле скорости перед жаровой трубой.

*Форсунки*

Конструкция и принцип действия форсунок могут быть различными, но главная цель — это качественное распыливание. Чем мельче капли, тем быстрее и лучше они испаряются, и тем выше полнота сгорания, а значит и качество работы камеры сгорания.

Качество распыла зависит в том числе и от скоростей струи топлива и потока воздуха за компрессором. Возможен распыл, когда топливо подается под большим давление в относительно медленно движущийся воздух. Такого действия форсунки именуются механическими. Если же давление топлива достаточно невысокое, а скорость потока большая, то это пневматические форсунки.

Наиболее заметным представителем механических форсунок являются широко распространенные центробежные форсунки. В них топливо подается под большим давлением тангенциально и, закручиваясь, выходит наружу в виде конуса (пелены).

Собственно распыливание происходит под действием центробежных сил в конусе. Он разрывается на капли, которые перемешиваются с первичным воздухом. Центробежным силам противостоят силы поверхностного натяжения керосина в конусе.

Форма конуса, толщина пелены и, в конечном итоге, качество распыла в такой форсунке сильно зависит от давления подачи топлива. Это главный недостаток центробежных форсунок.

К механическим относятся также струйные форсунки. Они по сути дела представляют собой жиклер и обладают довольно большой дальнобойностью. Для сравнительно коротких основных камер сгорания современных ГТД это неудобно, поэтому на них они практически не применяются.

Разновидность струйной — испарительная форсунка. У нее жиклер помещен в испарительную трубку, которая обогревается горячими газами для испарения топлива. У этих форсунок есть положительные стороны, такие как простота, отсутствие необходимости высокого давления топлива, меньшее выделение вредных окислов азота и самое главное положительное свойство — одинаковое распределение топлива в зоне горения, то есть равномерное поле температур на выходе из камеры сгорания, что очень важно для турбины.

## 1.5 Способы анализа процесса работы газотурбинного двигателя

Существует три способа анализа рабочего процесса в камере сгорания: теоретический, экспериментальный, численный.

Горение в камере газотурбинного двигателя обычно происходит в условиях трехмерного турбулентного двухфазного течения. Сложность происходящих в камере процессов заставляет делать множество упрощений и использовать эмпирические коэффициенты, которые необходимо подбирать заново при смене конфигурации задачи. Все это затрудняет теоретический расчет и делает его не точным.

Экспериментальный метод дает качественную картину распределения какого-либо параметра в исследуемой области. Определение количественных результатов возможно только лишь в тех точках, в которых стоят датчики. При этом сами приборы могут изменять конфигурацию камеры и тем самым негативно влиять на эксперимент, делая его менее точным.

Преимуществом численного метода в том, что исследование газодинамических процессов осуществляется в широких пространственных и временных диапазонах, при любых давлениях и температурах. Одной из задач применения численного метода является компромисс между универсальностью использованных моделей и их сложностью.

# Заключение

Все задачи научно-исследовательской деятельности в семестре были выполнены. А именно поставлена цель и задачи магистерской диссертации. А так же написана 1 глава, представляющая собой введение в тему работы.

Проведенный анализ статей и книг прилагаемых в списки использованной литературы позволяет перейти непосредственно к написанию основной части магистерской диссертации, а именно посторению моделей и изучению процессов происходящих в камере ГТД.

**Список использованных источников:**

1. *А. Лефевр.,* Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ.– М.: Мир, Москва, 1986 –566 с.
2. *Т. В. Грасько., С. А. Маяцкий.,* Методика анализа процессов горения в регулируемой основной камере сгорания перспективного газотурбинного двигателя численными методами. Статья, Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета, 2014 г. – 7 с.
3. *Т. В. Грасько., С. А. Маяцкий.,* Верификация разработанной расчетной модели основной камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя с результатами испытаний на основе численного моделирования. Статья, Известия высших учебных заведений, 2014 г. – 7 с.
4. *Григорьев А. В., Митрофанов В. А., Рудаков О. А, Саливон Н. Д.* Теория камеры сгорания. Санкт-Петербург, Наука, 2010 г. –288 с.
5. *Харитонов В.* Ф. Проектирование камер сгорания. Уфа, УГАТУ,2008 г. – 138с
6. *А. М. Лабанова, Ю. В. Анискевич, Д. Г. Кравченко., Устройство газотурбинного двигателя АИ-25.* Санкт-Петербург, Балт. гос. техн. ун-т., 2017 г.-29 с.