**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования**

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

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

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | |  |  | ДОПУСКАЕТСЯ К ЗАЩИТЕ: | | | | | | | | | | | | | | |
| Факультет | А | |  | Заведующий кафедрой | | | | | |  | | | | А8 | | | | | | |
|  | индекс факультета | |  |  | | | | |  | | | | | | индекс кафедры | | |
| Выпускающая кафедра | А8 | |  | | Левихин А.А. | | |  | | | |  | | | | | | | |
|  | индекс кафедры | |  | | Фамилия ИО | |  | | | | подпись | | | | | | | | | | |
| Группа | А8М31 | |  | «\_\_\_\_\_» | |  | | | | | | | | | | 2017 г. | | |
|  | индекс группы | |  |  | |  | | | | | | |  | | | |

**отчет**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | | **о научно-исследовательской работе** | | | | | | | |  |
| наименование практики | | | | | | | |
| Тетерина Романа Олеговича | | | | | | | |
| Фамилия, имя, отчество обучающегося | | | | | | | |
| **Обучающегося по**  **направлению/специальности** | | | 24.04.05 |  | | Двигатели летательных | | |
| нужное подчеркнуть | | | код | |  | | полное наименование направления/специальности |
| аппаратов | | | | | | | |

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Руководитель НИР от БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова:** | | | |  | |  | |
|  | |  | |  | |  | |
| Подпись | |  | | Фамилия ИО | |  | |
| «\_\_\_» | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ |  | 2017г. | |  | |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2017 г.

**СОДЕРЖАНИЕ**

[ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ 3](#_Toc530138290)

[ВВЕДЕНИЕ 4](#_Toc530138291)

[1. ВЫБОР КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ 5](#_Toc530138292)

[1.1 Термогазодинамический расчет 6](#_Toc530138293)

[1.2 Газодинамический расчёт компрессора 9](#_Toc530138294)

[2. РАБОТА ВНА И КПВ 27](#_Toc530138295)

[3. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕЧЕНИЯ 29](#_Toc530138296)

[3.1 Краткий обзор использованного программного обеспечения 29](#_Toc530138297)

[3.2 Расчетная модель 31](#_Toc530138298)

[3.3 Анализ результатов численного моделирования 32](#_Toc530138299)

[ЗАКЛЮЧЕНИЕ 35](#_Toc530138300)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 36](#_Toc530138301)

# ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

CAD – Computer-Aided Design;

БПЛА – беспилотный летательный аппарат;

ГТД – газотурбинный двигатель;

ВНА – входной направляющий аппарат;

КПВ – клапан перепуска воздуха;

ЛА – летательный аппарат;

ТРД – турбореактивный двигатель;

ЦБК – центробежный компрессор;

КС – камера сгорания;

Т – турбина;

РК – рабочее колесо;

СА – сопловой аппарат;

РЛД – радиальный лопаточный диффузор;

ОСА – осевой спрямляющий аппарат;

КК – кольцевой канал;

ФУ – фронтовое устройство;

ЗГ – зона горения;

ЗС – зона смешения.

# ВВЕДЕНИЕ

Целью данной работы является анализ результатов численного моделирования процессов в направляющем аппарате и компрессоре на переходных режимах работы турбовального двигателя. Актуальность данной темы обуславливается необходимостью регулирования ГТД на различных режимах работы. Входной направляющий аппарат конструктивно представляет собой лопатку газодинамического профиля подобно статорным лопаткам компрессора. Лопатки неподвижного направляющего аппарата могут быть поворотными. В этом случае безударный вход потока может обеспечиваться и на частичных режимах, что повышает КПД компрессора и увеличивает устойчивую зону его работы.

Анализ численного моделирования в направляющем аппарате и РК ЦБК позволит судить о возможности управления компрессора в качестве ступени. На данном этапе будет использовано программное обеспечение ANSYS (BladeGen, TurboGrid, CFX).

В данной работе будут представлены результаты термогазодинамического расчета двигателя и подробного расчета компрессора для малоразмерного турбовального двигателя по заданным параметрам.

## 

# ВЫБОР КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ

Одной из важнейших частей БПЛА является силовая установка, так как уровень её технического состояния и согласованной работы с другими элементами БПЛА позволяет обеспечить необходимые тактико-технические характеристики аппарата.

Особенностью разрабатываемой компоновочной схемы ТРД данной дипломной работы является свободная турбина (СТ), устанавливаемая после первой турбины (Т) компрессора. СТ и Т между собой механически не связаны, а имеют только газодинамическую связь. Набегающий поток газа попадает на первую турбину, отдавая часть своей мощности на вращение компрессора, затем вращает вторую, приводя в действие другие агрегаты через выходной вал СТ и соответственно редуктор.

При использовании данного ТРД, как двигателя БПЛА вертолётного типа, невозможно передать полезную нагрузку на несущий винт без редуктора.

Редуктор – обязательный элемент двигателя. Скорость вращения как колеса компрессора, так и свободной турбины достаточно большая, поэтому вращение не может быть сразу передано на приводимые агрегаты. При высокой скорости вращения выходного вала они не смогут выполнять свои функции и могут деформироваться. Поэтому между свободной турбиной и приводимым в работу агрегатом обязательно ставится редуктор для снижения частоты вращения выходного вала. Ориентировочно необходим редуктор с передаточным соотношением порядка 15-25.

## 1.1 Термогазодинамический расчет

Для предварительного расчета выбираем значения всех недостающих коэффициентов и определений используем рекомендации, представленные в источнике [1]. Целью расчёта является определение основных термодинамических параметров двигателя и их оптимизация для дальнейшего расчёта узлов.

Исходные данные для термогазодинамического расчета представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Исходные данные для термогазодинамического расчёта

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Наименование параметра | Обозначение, размерность | Значение |
| 1 | 2 | 3 |
| Степень повышения полного давления воздуха в компрессоре |  | 4 |
| Температура продуктов сгорания |  | 1073 |
| Температура наружного воздуха |  | 288.15 |
| Давление наружного воздуха |  | 1.013 · 105 |
| Показатель адиабаты для сухого воздуха | k | 1.4 |
| Показатель адиабаты для продуктов сгорания |  | 1.32 |
| Потребная мощность на валу |  |  |
| Газовая постоянная для сухого воздуха |  | 287.15 |
| Газовая постоянная для продуктов сгорания |  | 290 |
| Внутренний КПД К |  | 0.81 |
| Внутренний КПД турбины |  |  |
| Механический КПД двигателя | | |
| КПД свободной турбины |  | 0.86 |
| КПД редуктора |  | 0.95 |
| Удельная теплота сгорания топлива |  | 0.85 |
|  |  |  |
|  |  |  |

Порядок расчета:

1. Адиабатная работа сжатия в компрессоре



2. Действительная (эффективная) работа сжатия в компрессоре



3. Эффективная работа газовой турбины



4. Действительный перепад температур в газовой турбине



5. Температура торможения за газовой турбиной



6. Степень понижения давления в газовой турбине по заторможенным параметрам



7. Давление торможения в компрессоре



8. Статическое давление после газовой турбины



9. Степень понижения давления в свободной турбине



10. Работа свободной турбины



11. Расход воздуха через двигатель



Определение Gг:

12. Средняя энтальпия продуктов сгорания при температуре





13. Действительное повышение температуры в компрессоре по заторможенным параметрам



14. Действительная температура на выходе из компрессора по заторможенным параметрам



15. Относительный расход топлива



16. Расход горючего



17. Массовое соотношение топлива в камере сгорания



18. Коэффициент избытка воздуха в камере сгорания



## 1.2 Газодинамический расчёт компрессора

Таблица 2  – Исходные данные для газодинамического расчёта компрессора

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Наименование параметра | Обозначение, размерность | Значение |
| 1 | 2 | 3 |
| Степень повышения полного давления воздуха |  | 4 |
| Температура наружного воздуха |  | 288.15 |
| Температура воздуха в компрессоре |  | 474.21 |
| Давление наружного воздуха |  | 1.013\*105 |
| Внутренний КПД |  | 0.81 |
| Расход воздуха |  | 0.275 |
| Газовая постоянная для сухого воздуха |  | 287.15 |
| Показатель адиабаты для сухого воздуха | k | 1.4 |
| Угол выхода из РК |  | 90 |
| Показатель политропы для адиабатного процесса |  | 1.4 |
| Показатель политропы |  | 1.38 |
|  | | |  |

1. Адиабатная и действительная работа сжатия компрессора





1. Коэффициент адиабатического напора





1. Окружная скорость на D2



1. Задаемся отношением входного и выходного диаметра колеса



Окружная скорость на входном диаметре



1. Задаемся углом вектора абсолютной скорости на входе в колесо



1. Данный коэффициент соответствует осевому типу входного устройства



1. Определяем газодинамическую функцию по производительности колеса







=0.53



1. Температура на входе в колесо компрессора



1. Критическая скорость



1. Определение осевой составляющей скорости





1. Коэффициент, учитывающий загромождение пограничным слоем и зависит от типа входного устройства и расхода воздуха



1. Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве



1. Площадь входного сечения рабочего колеса



1. Относительный диаметр втулки на входе в колесо



1. Периферийный диаметр колеса на входе



1. Максимальный диаметр колеса



1. Диаметр втулки колеса



1. Определение оптимального значения 







1. Частота вращения



1. Окружная составляющая скорости на входе



1. Величина абсолютной скорости на входе



1. Окружная скорость на середине высоты лопатки на входе



1. Входной конструктивный угол



1. Вектор относительной скорости







1. Плотность на входе



1. Средний диаметр колеса на входе



1. Количество лопаток входного направляющего аппарата



1. Шаг лопаток ВНА



1. Показатель политропы сжатия в колесе



1. Находим статическую температуру и давление за колесом компрессора







1. Задаемся соотношением осевых составляющих скоростей на выходе и входе рабочего колеса







1. Коэффициент мощности колеса по формуле



1. Окружная составляющая окружной скорости



1. Вектор абсолютной скорости на выходе из колеса



1. Критическая скорость на выходе из колеса



1. Приведенная скорость



1. Местная скорость звука на выходе



1. Число Маха по абсолютной скорости на входе и выходе





1. Местная скорость звука на входе



1. Определение коэффициента дисковых потерь по безразмерному коэффициенту и параметрам колеса





1. Уточнение величины коэффициента адиабатического напора



Отличие выбранного от уточненного коэффициента составляет 0.4%, поэтому дальнейший расчет ведем с учётом уточненного коэффициента

1. Коэффициент, учитывающий загромождение выходного сечения поперечным слоем



1. Толщина лопатки на выходе из колеса



1. Уточняющий коэффициент, определяющий загромождение



1. Площадь выхода колеса



1. Высота лопатки на выходе из колеса



По конструктивным соображениям данная величина не может быть реализована, поэтому определяем новое значение

0.006 м



1. Вектор относительной скорости на выходе



1. Определение угла выхода потока из колеса



1. Плотность на входе в безлопаточном диффузор



1. Внутренний диаметр входа в диффузор (5-20%)



1. Высота лопатки диффузора



1. Расчет потерь на трение













1. Окружная составляющая абсолютной скорости



1. Абсолютная скорость



1. Приведенная скорость по окружной составляющей



1. Угол входа потока в диффузор



1. Радиальная составляющая абсолютной скорости



1. Площадь входа



1. Температурный перепад в диффузоре



1. Температура на входе в радиально лопаточный диффузор



1. Местная скорость звука



1. Критическая скорость звука



1. Приведённая скорость



1. Число Маха по абсолютной скорости



1. Показатель политропы в безлопаточном диффузоре



1. Статическое давление на выходе из безлопаточного диффузора



1. Расчет параметров на выходе из радиально лопаточного диффузора



1. Диаметр выхода РЛД



1. Высота лопатки РЛД



1. Площадь выхода из РЛД



1. Действительная выходная площадь





1. Угол раскрытия диффузора и количество лопаток





1. Угол выхода потока из РЛД





1. Определение приведённой скорости на выходе из РЛД



1. Коэффициент, зависящий от приведенной скорости на входе в РЛД







1. Определение приведенной скорости по имеющейся газодинамической функции





1. Определение газодинамических функций







1. Коэффициент политропы в РЛД



1. Параметры на выходе из РЛД







1. Полное давление на выходе из РЛД





Полное давление больше заданного, т.е. компрессор обеспечивает заданную степень повышения давления, даже с учетом потерь на осевом спрямляющем аппарате

1. Радиус вспомогательных окружностей для построения направляющей РЛД





1. Вектор абсолютной скорости



1. Местная и критическая скорость звука





1. Число Маха и приведённая скорость





1. Радиальная и окружная составляющие абсолютной скорости





Так как скорость  превышает максимально допустимую величину скорости на выходе из компрессора, то необходимо использовать осевой спрямляющий аппарат

1. Внутренний радиус осевого спрямляющего аппарата



1. Внешний диаметр поворота ОСА и высота лопатки





1. Осевая составляющая скорости



1. Геометрические параметры выходного устройства









1. Окружная составляющая скорости





1. Угол входа потока на лопатки ОСА



1. Задаемся значением выходной скорости из компрессора



1. Определяем статическую температуру на выходе из ОСА





1. Полная температура на выходе из компрессора



1. Задаемся коэффициентом потерь в ОСА и определяем потери





1. Показатель политропы в выходном устройстве





1. Статическое давление и плотность на выходе из компрессора





1. Местная скорость звука и число Маха





1. Критическая скорость звука и приведенная скорость







1. Статическое и полное давление на выходе из компрессора





1. Определяем КПД компрессора по заторможенным параметрам







1. Осевая протяженность колеса









Целью расчёта является определение параметров для профилирования лопаток рабочего колеса компрессора.

Расчёт проводится для шести сечений по высоте лопатки:

* сечение a соответствует радиусу ;
* сечение b соответствует радиусу ;
* сечение c соответствует среднему радиусу ;
* сечение d соответствует радиусу;
* сечение e соответствует .

Необходимость расчёта нескольких сечений по высоте лопатки связана с достаточно значительным изменением параметров по радиусу из-за малой относительной высоты лопатки.

Ниже представлены расчетные формулы для расчета первого сечения. Результаты представлены в таблице 3.

1. Окружная скорость



1. Абсолютная скорость





1. Относительная составляющая скорости



1. Угол набегания потока



1. Относительная скорость



1. Угол изгиба лопатки



1. Радиус окружности, по которой изогнута средняя линия



1. Угол установки



1. Вспомогательный угол



Таблица 3 - Результаты расчетов параметров по сечениям

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Параметр | a | b | c | d | e |
|  | 270.887 | 232.797 | 194.707 | 156.617 | 118.527 |
|  | 164.772 | 164.774 | 164.774 | 164.774 | 164.774 |
|  | 270.887 | 232.797 | 194.707 | 156.617 | 118.527 |
|  | 31.311 | 35.291 | 40.24 | 46.45 | 54.27 |
|  | 317.064 | 285.209 | 255.07 | 227.329 | 202.974 |
|  | 58.689 | 54.709 | 49.76 | 43.546 | 35.729 |
|  | 0.017 | 0.018 | 0.02 | 0.022 | 0.027 |
|  | 60.655 | 62.645 | 65.12 | 68.227 | 72.136 |
|  | 29.345 | 27.355 | 24.88 | 21.773 | 17.864 |

Таблица 4 – Основные параметры компрессора

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
| ρ, кг/м3 | 1.075 | 2.563 | 2.656 | 2.771 | 2.933 | 2.889 |
| Т, К | 274.64 | 447.53 | 460.94 | 476.94 | 484.21 | 484.21 |
| Продолжение таблицы 4 | | | | | | |
| Р, Па | 84800 | 329400 | 351600 | 388200 | 414000 | 416000 |
| F, м2 | 0.00207 | 0.001737 | 0.001841 | 0.002302 | 0.0018 | 0.0018 |
| C, м/с | 164.77 | 394.1 | 358.3 | 142.2 | 102.2 | 75 |
| λ | 0.529 | 1.018 | 0.913 | 0.33 | 0.254 | 0.186 |
| aкр, м/с | 310 | 286.68 | 391.04 | 399.723 | 402.76 | 398.58 |
| М | 0.517 | 0.927 | 0.913 | 0.324 | 0.231 | 0.231 |
| a.i , м/с | 332.4 | 424.64 | 429.43 | 438.96 | 442.3 | 437.7 |

В данном разделе проведен термогазодинамический расчет двигателя и компрессора для малоразмерного БПЛА. Учитывая относительно невысокую общую степень повышения давления в компрессоре представляется целесообразным использование центробежного компрессора, так как при средней степени повышения давления для дозвуковой ступени осевого компрессора потребовалось бы использование порядка четырех ступеней, что привело бы к усложнению конструкции двигателя ввиду более высокой технологической сложности изготовления осевых компрессоров.

# РАБОТА ВНА И КПВ

При работе двигателя на переменных режимах увеличения мощности (приемистость) совместная работа ВНА и КПВ обеспечивает заданный расход воздуха и поддержание установленного давления за компрессором

Для обеспечения основных данных н запасов устойчивости используется регулируемый входной направляюший аппарат а также перепуск сжатого воздуха из – за компрессора в атмосферу при помоши КПВ. Управление положением ВНА производится регулятором по заданной программе. Заданная программа зависит от частоты вращения ротора и показаний датчиков давления в КС.

Для изменения угла ВНА система управления компрессора при помощи тяг и рычагов синхронно изменяет угол положения ВНА по программе, выдаваемой комплексом автоматизированного управления. По программе обратной связи система управления получает информацию о текущем положении ВНА.

ВНА на режимах запуска установлены в упор (порядка 25 градусов), в таком положении лопатки ВНА полностью прикрыты. Начиная с заданного значения приведенной частоты вращения ротора ВНА раскрывается по линейному закону. При достижении 100% от приведенной частоты вращения ротора ВНА занимает полностью открытое положение, что обеспечивает максимальный подвод расходного воздуха в компрессор.

Изменение положения лопаток ВНА осуществляется при помощи двух гидроцилиндров. использование двух гидроцилиндров обеспечивает равномерное распределение усилий на поворотные кольца, что устраняет возможность заклинивания и перекоса лопаток ВНА.

Данная система приводится регулятором положения направляющего аппарата компрессора. Данный регулятор выдает команды в систему управления компрессором для изменения положения ВНА в зависимости от величин приведенной частоты вращения ротора и давления в КС.

# ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕЧЕНИЯ

Целью численного моделирования является анализ расчётных величин и принятых конструктивных решений на этапе проектирования двигателя с целью оптимизации их параметров и получения наглядного представления о протекающих газодинамических процессах.

## 3.1 Краткий обзор использованного программного обеспечения

Ansys CFX - программный комплекс, ориентированный на решение наиболее сложных задач вычислительной аэро- и гидродинамики, включая расчет турбомашин, горения и химических реакций, многофазных сред, радиационного излучения. CFX строит расчетные сетки высокого качества, обладает точной конечно-разностной схемой и быстрым решателем, работает на любых параллельных вычислительных платформах, имеет интерфейс передачи данных в прочностные и акустические пакеты. CFX присвоена международная сертификация по ISO 9001. преимуществам данного пакета относятся:

* использование геометрии, созданной в CAD без конвертации в другие форматы;
* автоматическое распознавание области занимаемой жидкостью/газом;
* работа не покидая CAD приложения.

Численный метод

Ansys CFX основан, на конечно-объемном методе (МКО) решения уравнений гидродинамики таких как, уравнение неразрывности, уравнение сохранения энергии и уравнение количества движения. Основная идея МКО легко поддается прямой физической интерпретации. Расчетную область разбивают на N -е число непересекающихся контрольных объемов таким образом, что каждая узловая точка содержится в одном контрольном объеме. Дифференциальное уравнение интегрируют по каждому контрольному объему. Для вычисления интегралов используют кусочно-непрерывные функции, которые описывают изменение зависимой переменной (например, одной из составляющих скорости) между сеточными узлами. В результате находят дискретный аналог дифференциального уравнения. Дискретные уравнения вычисляются с помощью метода AlgebraicCoupledMultigrid (AMG), разработанного М.Raw и G.Schneider. Данный метод использует неявную связанную схему решения системы линейных алгебраических уравнений. Вычислительные затраты этого метода линейно зависят от числа узловых точек.

Одним из важных свойств МКО является то, что в нем заложено точное интегральное сохранение таких величин, как масса, количество движения и энергия на любой группе контрольных объемов, а следовательно, и на всей расчетной области. Это свойство проявляется при любом числе узловых точек. Таким образом, даже решение на грубой сетке удовлетворяет точным интегральным балансам.

Ansys CFX позволяет проводить расчеты на смешанных сетках, состоящих из различных типов элементов: тетраэдров, призм, клиновидных элементов и гексаэдров.

При расчете стационарных вариантов процесс итерации по времени завершается при достижении уровня сходимости, определенного пользователем. Для расчета переходного режима итерационная процедура обновляет нелинейные коэффициенты на каждом временном шагу (цикл для коэффициентов), в то время как внешний цикл приближается к решению по времени.

## 3.2 Расчетная модель

Входные данный для расчета были использованы в соответствии с полученными по результатам термогазодинамического расчета компрессора.

Параметры газа (воздуха) на границах выделенного объёма с окружающей средой (справочные данные):

Давление окружающей среды:

Температура окружающей среды:

Частота вращения ЦБК и турбины:

Схема расчетной модели представлена на рисунке 1. На данной схеме расположены лопатки ВНА и ЦБК. На рисунке 2 представлена расчетная модель в решателе со сгенерированными граничными условиями.

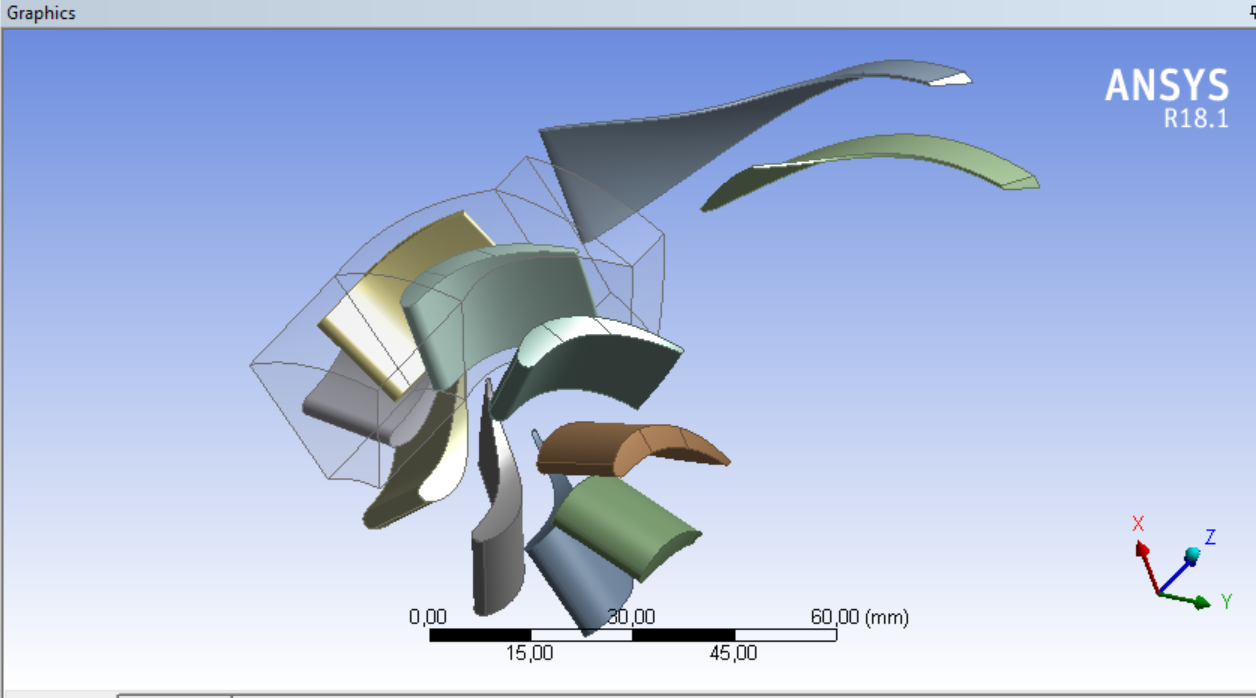


Рисунок 1 – Расчётная модель

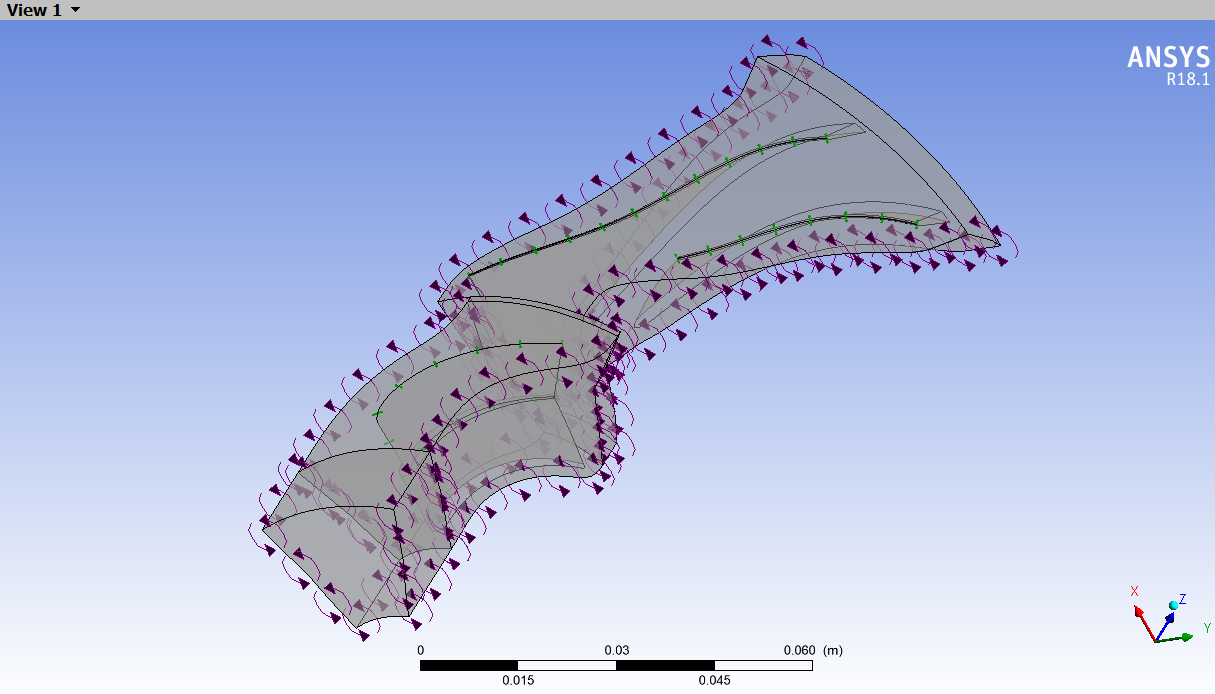


Рисунок 2 – Расчётная модель с ГУ

## 3.3 Анализ результатов численного моделирования

В результате проведённого численного моделирования получены картины течения в газовоздушном тракте компрессора. Решение задачи в такой постановке обусловлено определёнными ограничениями, связанными как с пределами возможностей применённого расчётного пакета, позволяющего моделировать только однофазные течения, так и с ограничениями вычислительных мощностей использованной техники.

Некоторые результаты моделирования представлены на рис. 3, 4, 5, 6.

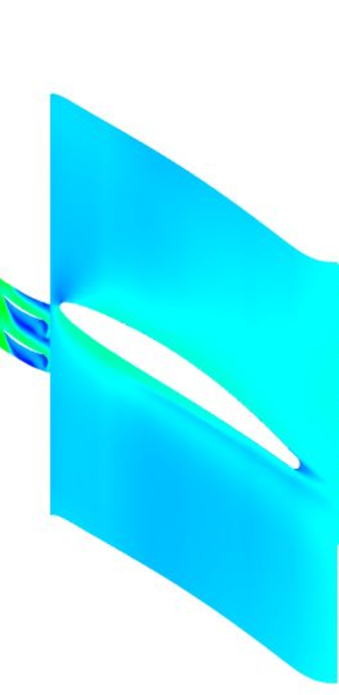


Рисунок 3 – Распределение скорости потока (определение углов набегания потока на стойку)

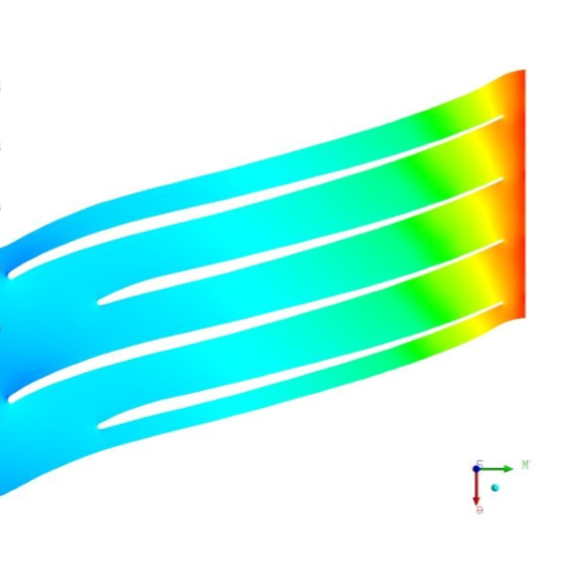


Рисунок 3 – Распределение давления в ЦБК

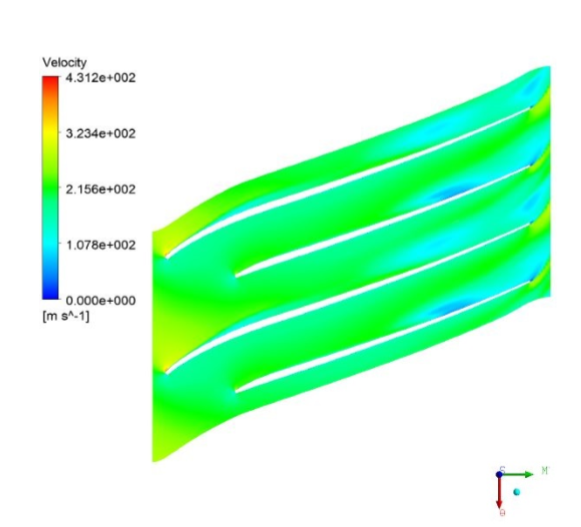


Рисунок 3 – Распределение скоростей в ЦБК

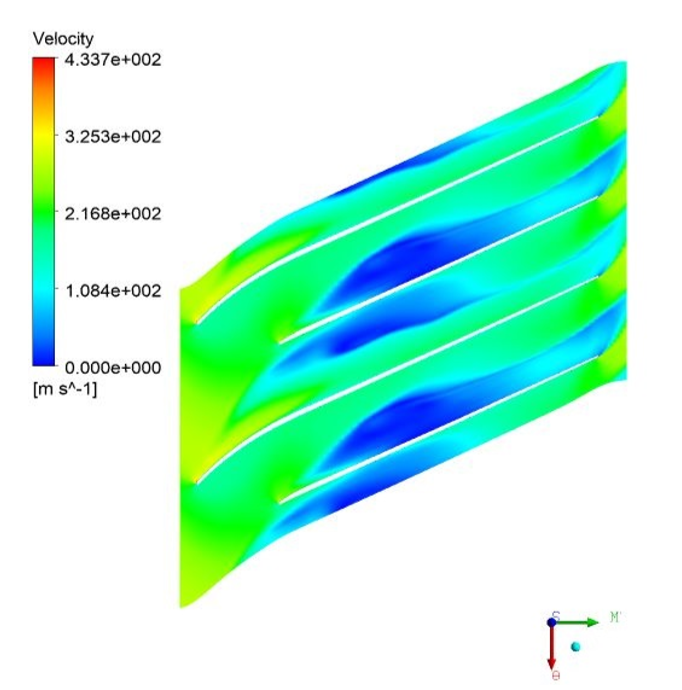


Рисунок 3 – Распределение скоростей в ЦБК (измененное положение ВНА)

# ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе данной работы произведён проектный расчёт газотурбинного двигателя и термогазодинамический расчет компрессора, выполнено математическое моделирование течений в компрессоре и описана совместная работа ВНА и КПВ.

По результатам математического моделирования течения в компрессоре с ВНА можно с достаточной для практики точностью судить о возможности регулирования компрессора с помощью ВНА. При различных углах установки ВНА расчет компрессора показывает различные результаты. Данные результаты математического регулирования также подтверждаются зависимостью расчетов компрессора аналитическим методом, а именно в расчете используется первоначальная закрутка потока, что влияет на дальнейшие результаты расчета. Закрутка потока, в свою очередь определяет степень напора компрессора на различных режимах работы.

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. А.М. Поляков, Ю.И. Шальман, В.И. Кричакин, Е.П. Федоров, А.А. Лужин, В.С. Петровский «Авиационный газотурбинные вспомогательные силовые установки». – Москва: Машиностроение, 1978, - 200 с.
2. Л. В. Арсеньев, В. Г. Тырышкин «Газотурбинные установки. Конструкции и расчет: Справочное пособие». – Л.: Машиностроение, 1978. – 232 с.
3. К. П. Селезнев, Ю. С. Подобуев, С. А. Анисимов «Теория и расчет турбокомпрессоров». - Л.: Машиностроение, 1968. – 408 с.
4. А.М. Ладошин, В.М.Яковлев «Расчет и проектирование центробежного компрессора ГТД: Методическое пособие». - Московский Государственный Технический Университет им. Н.Э. Баумана Калужский филиал.
5. К. В. Холщевников «Теория и расчет авиационных лопаточных машин». – М.: Машиностроение, 1970. – 606 с.
6. А.М. Ладошин, В.М.Яковлев «Расчет и проектирование турбины приводного ГТД: Методическое пособие». - Московский Государственный Технический Университет им. Н.Э. Баумана Калужский филиал
7. А.М. Ладошин, В.М. Яковлев, Е. А. Романова «Профилирование рабочего колеса центробежного компрессора: Методическое пособие». - Московский Государственный Технический Университет им. Н.Э. Баумана Калужский филиал.