



МИНОБРНАУКИ РОССИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»
(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)

Факультет «А» РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
Кафедра ПЛАЗМОГАЗОДИНАМИКА И ТЕПЛОТЕХНИКА
Дисциплина ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ МЕТОДЫ МЕХАНИКИ

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему:

**Моделирование горения топливно-воздушной смеси в камере
сгорания ГТД**

(пояснительная записка)

Студент группы
А9М31

_____ А.С. Акилов
подпись, дата

Руководитель

_____ И.В. Тетерина
подпись, дата

Оценка комиссии по защите курсовых проектов

подпись, дата

Санкт-Петербург, 2019

Реферат

Пояснительная записка 25 стр., 13 рис., флеш-накопитель с презентацией

САЕ-ТЕХНОЛОГИИ, КАМЕРА СГОРАНИЯ, ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ГОРЕНИЕ, ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНАЯ СМЕСЬ

В данной работе проводится моделирование газодинамических и тепловых процессов в ГТД в среде пакетов САЕ-технологий. Построение геометрии, расчетной сетки и все вычисления проводятся в программном пакете ANSYS. Целью работы является расчет газодинамических параметров потока в камере сгорания при разной степени обогащения воздуха кислородом.

СОДЕРЖАНИЕ

Нормативные ссылки	4
Определения, обозначения и сокращения	5
Введение	6
1 Камера сгорания газотурбинного двигателя	7
1.1 Конструкция	8
1.2 Охлаждение	9
1.3 Форсунки	10
1.4 Зажигание	11
1.5 Процессы в КС	11
2 Моделирование процессов горения в ANSYS Fluent	14
2.1 Постановка задачи	14
2.2 Геометрия	14
2.3 Расчетная сетка	15
2.4 Основные настройки решателя	15
2.4.1 Модель энергии (Energy)	16
2.4.2 Модель турбулентности (SST k- ω)	17
2.4.3 Модель горения предварительно не перемешанных компонент (Non-Premixed Combustion)	17
2.4.4 Модель дискретной фазы (Discrete Phase)	19
2.4.5 Граничные условия	19
2.5 Результаты	21
Заключение	24
Список использованной литературы	24

Нормативные ссылки

Настоящая пояснительная записка составлена в соответствии со стандартом организации:

БГТУ.СМК-П-4.2-12 ПОЛОЖЕНИЕ ПО СОДЕРЖАНИЮ, ОФОРМЛЕНИЮ, ОРГАНИЗАЦИИ ВЫПОЛНЕНИЯ И ЗАЩИТЫ КУРСОВЫХ ПРОЕКТОВ И КУРСОВЫХ РАБОТ

При выполнении курсового проекта и оформлении пояснительной записки руководствовались следующими стандартами:

ГОСТ 7.1—84 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Библиографическое описание документа. Общие требования и правила составления

ГОСТ 8.417—81 Государственная система обеспечения единства измерений. Единицы физических величин

ГОСТ 7.32—2001 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Отчет о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления

ГОСТ 7.54 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Представление численных данных о свойствах веществ и материалов в научно-технических документах. Общие требования.

Определения, обозначения и сокращения

Перечень обозначений и сокращений, применяемых в данной
пояснительной записке

Обозначения

f	—	переменная смещения
G_t	—	массовый расход топлива
G_v	—	массовый расход воздуха
θ_i	—	искомый параметр
h	—	энтальпия

Сокращения

ВРД	—	воздушно-реактивный двигатель
ГТД	—	газотурбинный двигатель
КС	—	камера сгорания

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время CAE-системы являются необходимым инструментом на любом производстве. С помощью CAE пакетов можно проводить расчеты и анализы различных систем, например: прочностные, термические и гидродинамические расчеты, кинематические исследования систем, моделирование различных процессов, а также оптимизацию этих процессов.

CAE системы широко распространены и их используют во многих отраслях производства, таких как машиностроение, аэрокосмическая промышленность, энергетика и во многих других.

В данной работе исследуется процесс горения топливно-воздушной смеси в камере сгорания газотурбинного двигателя с помощью программного пакета ANSYS. Необходимо смоделировать подачу дизельного топлива, первичного и вторичного воздуха с разным процентным соотношением кислорода и азота в нем, а так же воспламенение образовавшейся смеси. Задача решается в трехмерной постановке. Геометрия представляет собой сектор камеры сгорания газотурбинного двигателя ТВЗ-117. В расчетах процессов горения топлива используется равновесная модель предварительно не перемешанных компонент.

1 Камера сгорания газотурбинного двигателя

Камера сгорания является одним из основных узлов в любом газотурбинном двигателе. В ней осуществляется нагрев сжатого воздуха, протекающего через компрессор, путем сжигания топлива, с целью - придать основному потоку дополнительную энергию.

При проектировании КС необходимо учитывать высокую интенсивность процессов, протекающих в ней. Воздух, пройдя через компрессор, может нагреваться до $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ и обладать давлением до 20-30 атм. В зоне горения жаровой трубы температура газов может увеличиться до значения порядка $2000\text{ }^{\circ}\text{C}$, а на выходе, перед лопатками турбины, уменьшится до $1200\text{ }^{\circ}\text{C}$. Температура плавления материалов, из которых изготовлены узлы, где происходит непосредственное горение топлива, имеет величину около $1300\text{--}1350\text{ }^{\circ}\text{C}$. Поэтому при проектировании необходимо организовать систему охлаждения деталей подверженных высокотемпературным нагрузкам. Тепло передается элементам конструкции камеры сгорания двумя основными путями: конвективным теплообменом и излучением факела пламени. В процессе работы температуры корпусов КС достигают величин порядка $350\text{...}400\text{ }^{\circ}\text{C}$, а жаровых труб $750\text{...}950\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Разделение потока на отдельные струи при прохождении различных элементов конструкции КС, работа форсунок, различного рода завихрителей и смесителей в сочетании с определенной неравномерностью поля температур и нагрева отдельных деталей способствует возникновению коробления элементов КС. Так же, при высоких температурах нагреваемые узлы, например жаровые трубы, меняют свои размеры из-за расширения как в радиальном, так и в осевом отношении. Это заставляет конструкторов принимать специальные меры для компенсации теплового расширения этих узлов во избежание их деформации и потери надежности и корректной работоспособности.

Реальная камера сгорания ВРД должна удовлетворять следующим требованиям:

- Высокая эффективность сгорания топлива. Характеризуется специальным коэффициентом полноты сгорания, который для современных двигателей на расчетных режимах достигает величин $0,98\text{...}0,99$ и более.

- Малые гидравлические потери полного давления. Для современных камер сгорания авиационных двигателей эти потери равны в среднем $3\text{...}5\%$

- Быстрый и надежный запуск, устойчивая работа на различных режимах и во всем предусмотренном диапазоне изменения состава топливовоздушной смеси.

- КС должна иметь хорошее охлаждение, обеспечивающее низкую температуру элементов. Она также должна быть максимально проста по кон-

струкции и в эксплуатации, иметь достаточный ресурс и обладать высокой технологичностью производства.

Основная цель при разработке и создании перспективных КС это рост температуры, снижение гидравлических потерь и количества вредных выбросов.

1.1 Конструкция

В общем случае камера сгорания ВРД представляет собой кольцеобразный узел, передняя часть которого соединена с компрессором, а задняя переходит в турбину, перенаправляя на нее газовый поток. Внутренний корпус этого кольца опоясывает вал, соединяющий турбину и компрессор, подшипниковые опоры, коммуникации систем и т.д. Внешний корпус является внешним корпусом двигателя, а между этими корпусами расположены жаровые трубы. Жаровая труба это конструктивный узел, в котором происходит процесс горения. Внешний и внутренний корпусы в сочетании с некоторыми другими элементами на входе в камеру сгорания формируют диффузор, в котором происходит торможение воздушного потока с повышением его давления.

По типу компоновки камеры сгорания делятся на трубчатые, трубчато-кольцевые и кольцевые.

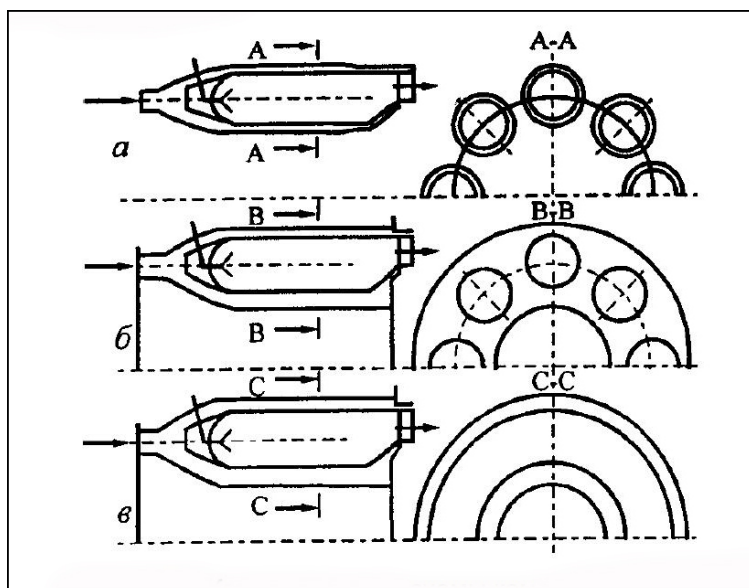


Рисунок 1.1 – Конструктивные схемы камер сгорания: а-трубчатая, б-трубчато-кольцевая, в-кольцевая

Из всех упомянутых камер кольцевая самая совершенная в плане равномерности поля температур. Кроме того, она имеет минимальную длину и суммарную площадь поверхности, и поэтому она самая легкая (около 6...8 % от массы двигателя), обладает минимальными гидравлическими

потерями и требует меньшего количества воздуха для охлаждения. Однако такая камера сложна в обеспечении устойчивого горения и прочности, особенно при больших размерах и высоком давлении потока газа. Кроме того, возможности ремонта ее достаточно малы и в основном требуют разборки двигателя. Однако осуществление контроля возможно с использованием современных бороскопических устройств. Положительные качества более существенны, и поэтому кольцевые камеры сгорания используются практически на всех современных газотурбинных двигателях.



Рисунок 1.2 – Кольцевая камера сгорания двигателя НК-32

1.2 Охлаждение

Основную роль в процессе охлаждения играет воздух. Он питает кислородом сам процесс горения и служит средством охлаждения и теплоизоляции для элементов камеры сгорания. Скорость воздуха, поступающего из за компрессора в КС, достигает 150...180 м/с. На такой скорости процесс горения затбруднен, и велики потери полного давления. Эту проблему решает диффузор. В нем скорость потока существенно снижается до 40...50 м/с. Далее поток делится на две части. Меньшая часть (около 30...40 %) непосредственно после диффузора попадает внутрь жаровой трубы и называется первичным воздухом. Этот воздух, входя в жаровую трубу, проходит через завихритель, который еще больше тормозит его и способствует перемешиванию с распыляемым топливом.

Есть и вторичный воздух. Его поток проходит по кольцевым каналам

между внутренним и наружным корпусами и жаровой трубой. Этот воздух составляет около 10 % общего расхода через КС (растет с увеличением температуры горения) и, проходя кольцевые каналы, далее используется для охлаждения турбины. В жаровую трубу вторичный воздух попадает в различных ее зонах и на различных этапах процесса горения через специальные отверстия, служащие для правильного формирования потоков внутри трубы, эффективного охлаждения ее стенок и корпуса КС и получения в конечном итоге нужной температуры газа на выходе из камеры сгорания с учетом равномерности ее распределения по потоку.

1.3 Форсунки

Главной задачей форсунок является 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 давлением в относительно медленно движущийся воздух. Такого действия форсунки именуются механическими. Если же давление топлива невысокое, а скорость потока большая, то это пневматические форсунки.

На авиационных ВРД с большой степенью повышения давления в компрессоре большое распространение получили так называемые аэрофорсунки, относящиеся к пневматическим.

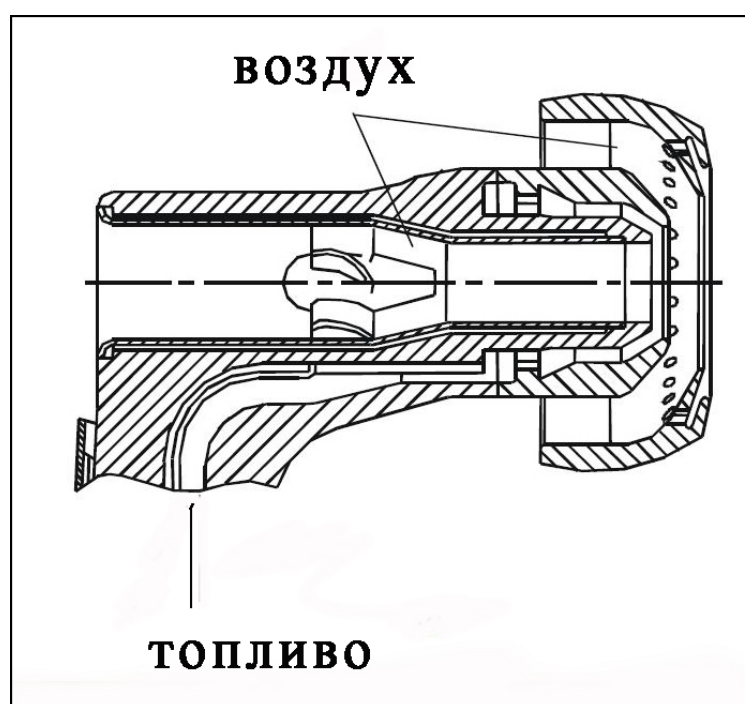


Рисунок 1.3 – Схема аэрофорсунки

В аэрофорсунках поступающее топливо разбивается на мельчайшие капли двумя завихренными потоками воздуха, внутренним и наружным. Такая форсунка не требует для работы высокого давления в топливной магистрали, что благоприятно сказывается на надежности и ресурсе топливных насосов, а также уменьшает их массу. Распыливание и перемешивание топлива с воздухом в них крайне эффективно, что ощутимо снижает уровень образования окислов азота и сажи в процессе горения. Уменьшение количества сажи в свою очередь уменьшает уровень теплового излучения, что помогает более эффективно охлаждать стенки жаровой трубы. Кроме того, аэрофорсунки обеспечивают постоянное одинаковое распределение топлива в жаровой трубе при любом его расходе. А это позволяет предсказывать и поддерживать постоянство поля температур на выходе.

1.4 Зажигание

Для поддержания процесса горения в камерах сгорания ВРД постоянного принудительного зажигания топливовоздушной смеси не требуется. Однако необходимо пусковое воспламенение. Поджиг топливовоздушной смеси может происходить с применением специальных топливных воспламенителей. Воспламенитель представляет собой маленькую камеру сгорания, к которой смонтирована одноступенчатая центробежная форсунка и свеча зажигания для непосредственного розжига. Для осуществления надежного высотного запуска обычно имеется подпитка кислородом. Пусковое топливо подается в камеру воспламенителя по специальному закону регулирования топливоподачи, отличному от основной камеры сгорания для обеспечения надежного и устойчивого запуска. Сам воспламенитель устанавливается снаружи камеры сгорания, обычно в ее передней части, где он не подвержен воздействию горячих газов. Воздух из за компрессора поступает в него через специальные отверстия. Патрубок воспламенителя введен в жаровую трубу, непосредственно в зону горения, для подачи туда факела пламени. Таких воспламенителей для надежного розжига бывает обычно больше одного, особенно это актуально для трубчатых и трубчато-кольцевых камер сгорания.

1.5 Процессы в КС

В ГТД процесс подвода тепла к рабочему телу (воздуху) осуществляется в камере сгорания. Тепло подводится за счет сгорания топлива, то есть преобразования химической энергии топлива в тепловую. Реальный процесс в КС отличается от идеального наличием потерь давления.

Потери давления в КС складываются из гидравлических потерь и потерь от подвода тепла к потоку рабочего тела. Гидравлические потери в



Рисунок 1.4 – Установка воспламенителя на камеру сгорания

свою очередь можно разделить на составляющие потери:

- в диффузоре,
- в кольцевых каналах,
- на втекание воздуха в отверстия жаровой трубы и элементы фронтального устройства,
- на смешение струй.

Гидравлические потери частично компенсируются, так как работа трения преобразуется в тепло, которое возвращается в работу термодинамического цикла. Однако потери давления в КС приводят к уменьшению давления газа в турбине и сопле и, соответственно, к уменьшению полезной работы и к.п.д.

Кроме потерь давления процессы в КС сопровождаются потерями тепла за счет его рассеивания в окружающее пространство и за счет неполного сгорания топлива.

Экономичность двигателя находится в прямой зависимости от полноты сгорания топлива. В современных ГТД процесс сгорания топлива в КС достаточно хорошо организован, поэтому полнота сгорания топлива в них достигает величины 0,999.

Процессы горения и взаимного перемешивания потоков происходят в условно названных зонах. В передней части жаровой трубы расположена зона горения. Здесь происходит подвод первичного воздуха и топлива и приготовление топливовоздушной смеси. Воздух турбулизуется при помощи различного рода завихрителей, топливо распыляется форсунками,

происходят процессы перемешивания, испарения и воспламенения. Первичный воздух поступает постепенно по длине жаровой трубы для обеспечения оптимальности процессов. 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 и вторичный воздух, также участвующий в процессе горения. Далее расположена зона смешения. В этой зоне в жаровую трубу через спецотверстия поступает вторичный воздух, который уже не участвует в процессе горения. Он, перемешиваясь с газом, формирует окончательную необходимую температуру на выходе из камеры сгорания.

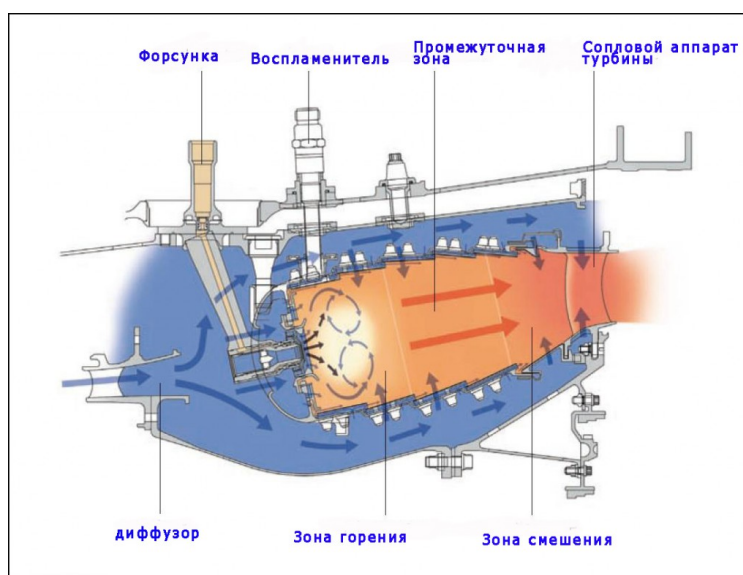


Рисунок 1.5 – Процессы в камере сгорания

2 Моделирование процессов горения в ANSYS Fluent

2.1 Постановка задачи

Средствами программного пакета ANSYS проводится расчет горения топливно-воздушной смеси в камере сгорания газотурбинного двигателя. Также оценивается влияние процентного содержания кислорода в воздухе на параметры газовой смеси.

Рассматриваемая расчетная область - сектор камеры сгорания газотурбинного двигателя ТВЗ-117. В качестве горючего использовалось дизельное топливо с начальной температурой 320 К. Моделировался конусообразный распыл капель горючего диаметром 10 мкм под давлением 5 ата. Подача сжатого до 10 ата и нагретого до 590 К воздуха осуществлялась через внешний канал и внутренний (фронтное устройство). Была произведена серия расчетов при разной степени обогащения воздуха кислородом.

2.2 Геометрия

КС газотурбинного двигателя ТВЗ-117 состоит из внутренней и внешней обечайки, 12 форсунок и 12 фронтальных устройств и жаровой трубы, которая в свою очередь состоит из 3 кольцеобразных секций, соединенных между собой гофрированными кольцами.

Для уменьшения затрачиваемых мощностей и времени расчета было решено рассматривать не всю КС целиком, а лишь отдельный сектор.

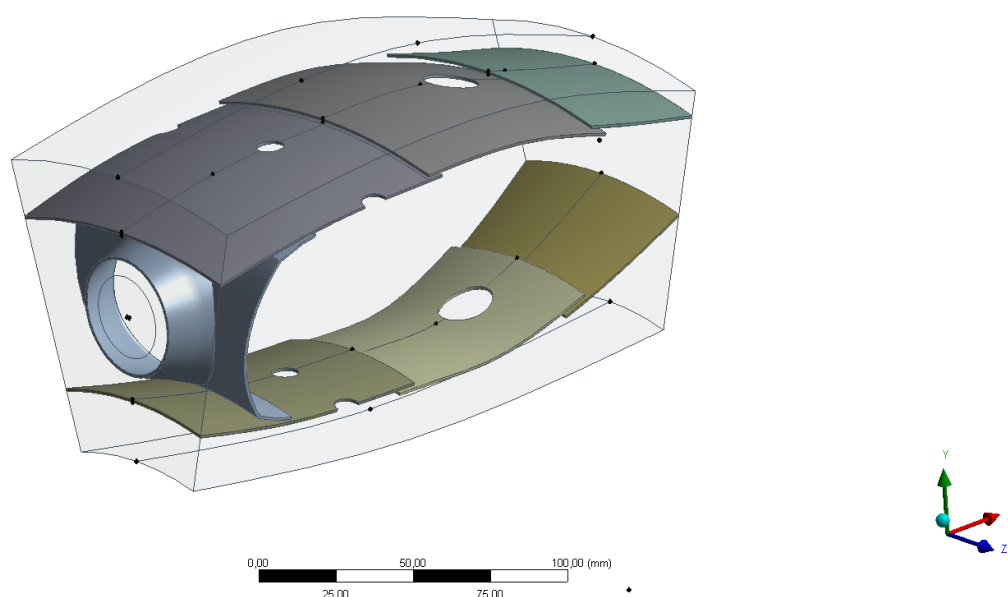


Рисунок 2.1 – Сектор КС

2.3 Расчетная сетка

Основной задачей при построении расчетной сетки являлось достижение наличия оптимального количества ячеек. Слишком большое количество элементов может многократно увеличить время расчета, а использование малого количества приведет к неточному результату. Также, для того чтобы избежать несходимости решения при расчетах, необходимо добиться предельно допустимого критерия качества элементов. Основными критериями качества ячеек являются: "Skewness" (определяет, насколько форма элемента далека от идеальной) и "Orthogonal quality" (отвечает за качество ортогональности ячеек).

Расчетная сетка генерировалась в модуле программного пакета ANSYS - Mesh. Первоначальный вариант был построен автоматически, без изменения глобальных параметров. При этом была сгенерирована сетка с относительно маленьким количеством ячеек (70682 элемента) и с неудовлетворительными критериями качества (max skewness - 1; min orthogonal quality - 0,0025).

С целью увеличения количества ячеек и улучшения их качества были предприняты следующие действия:

- параметр "Relevance" отвечающий за разрешающую способность сетки, был увеличен с 0 до 100, что способствует генерации сетки с наибольшей плотностью ячеек;
- для контроля минимального и максимального характерного размера сеточных элементов и для регулировки количества слоев ячеек в зазорах между геометрическими элементами в опции "Use Advanced Size Function" был выставлен режим "Curvature and Proximity";
- с помощью функции "Sizing" локально был уменьшен характерный размер элементов.

Конечный вариант расчетной сетки имеет порядка 8 миллионов ячеек и удовлетворительное качество элементов (max skewness - 0,87; min orthogonal quality - 0,179).

0.179, а среднее 0.8; максимальное значение параметра Skewness 0.87, а среднее 0.2.

2.4 Основные настройки решателя

Моделирование горения топливно-воздушной смеси проводилось в модуле ANSYS - Fluent. В качестве горючего был выбран дизель, в качестве окислителя атмосферный воздух. Все процессы моделировались с учетом силы тяжести.

Для решения данной задачи был выбран решатель "Pressure-based". Он наиболее оптимален в данной постановке, так как в моделируемой каме-

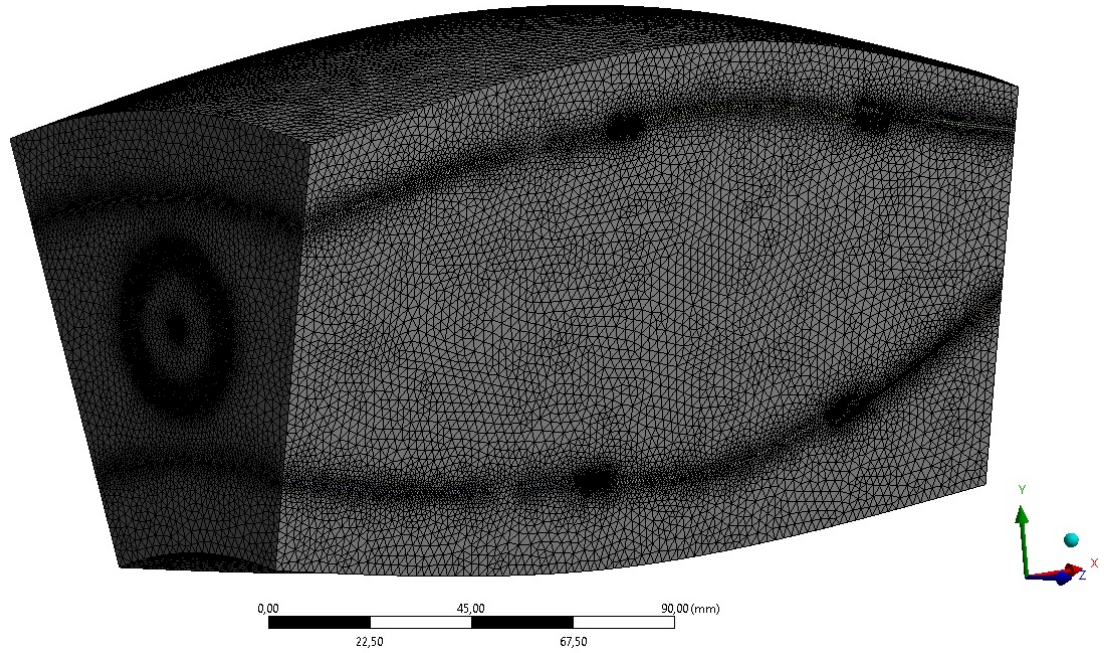


Рисунок 2.2 – Расчетная сетка

ре сгорания будут фигурировать только дозвуковые потоки несжимаемой жидкости.

По умолчанию во Fluent используется всего два основных дифференциальных уравнения: уравнение неразрывности и уравнение сохранения импульса:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\bar{\tau}}) + \rho \vec{g} + \vec{F}$$

Для решения поставленной задачи необходимо подключить различные модели, которые добавят в основную систему другие не менее важные уравнения.

2.4.1 Модель энергии (Energy)

При подключении модели энергии (Energy), в основную систему уравнений добавляется уравнение энергии, необходимое для определения теплового состояния системы:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\bar{\bar{\tau}}_{eff} \cdot \vec{v}) \right)$$

Здесь: k_{eff} это эффективная проводимость равная сумме $k + k_t$, где k_t это турбулентная теплопроводность, которая определяется исходя из подключенной модели турбулентности; \vec{J}_j - параметр определяющий диффузию потоков.

Три слагаемых в правой части уравнения определяют передачу энергии посредством теплопроводности, диффузии частиц и вязкой диссипации, соответственно.

2.4.2 Модель турбулентности (SST k- ω)

Одной из основных проблем в моделировании турбулентности является точное определение отрыва потока от поверхности. Стандартные модели турбулентности с двумя уравнениями часто не могут предсказать начало и степень отрыва потока при высоких градиентах давления. В настоящее время наиболее точными моделями с двумя уравнениями являются модели основанные на принципе сдвиг-напряжение-перенос (Shear-Stress-Transport). Они достаточно точно определяют начало и степень отрыва потока при высоких градиентах давления путем учета эффектов переноса в формулировке вихревой вязкости.

Для разрешения вихревых зон течения в данной задаче подключается модель турбулентности "SST k- ω ", которая добавляет уравнение для расчета кинетической энергии турбулентности k и уравнение для расчета удельной скорости диссипации кинетической энергии ω , необходимые для разрешения вихревых зон течения:

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega\end{aligned}$$

2.4.3 Модель горения предварительно не перемешанных компонент (Non-Premixed Combustion)

Так как предварительное смешение компонентов топлива и окислителя отсутствует, была выбрана равновесная модель предварительно не перемешанных компонент - Non-Premixed Equilibrium Model. Она основана на использовании понятия переменной смешения и применима для расчета диффузионного турбулентного пламени. Модель основана на предположении, что реакции ограничены лишь процессом смешения компонентов.

Переменная смешения f используется для характеристики диффузионных пламен и представляет собой отношение массового расхода горючего компонента к суммарному массовому расходу компонентов горючего

и окислителя. На входной границе горючего компонента $f=1$, на входной границе окислителя $f=0$, а в других областях переменная смешения показывает, какую долю в точке пространства занимает поток горючего компонента.

$$f = \frac{G_t}{G_t + G_v}$$

При построении такой равновесной модели вводится ряд допущений и условий, в рамках которых она может быть использована. К ним относятся:

- потоки горючего и окислителя подаются раздельно в камеру сгорания;
- равенство коэффициентов диффузии (это условие является приемлемым для турбулентных потоков);
- число Льюиса равно единице. В рамках данного допущения интенсивности переноса массы примеси диффузией и переноса теплоты теплопроводностью одного порядка;
- низкие числа Маха.

В рамках принятых допущений уравнения переноса компонентов можно свести к единственному уравнению относительно сохраняющейся скалярной величины - переменной смешения f . В этом уравнении отсутствуют нелинейные источниковые члены, т.к. переменная смешения по своему определению привязана не к компонентам (CO , CO_2 и т.д.), а к атомам веществ (C , H , O и т.д.). И поскольку при химических реакциях меняются массы веществ, а атомы остаются неизменными, то и переменная смешения является скалярной величиной без источника.

Уравнение переноса, осредненное по Фавру, имеет вид:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \bar{f}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \bar{f} \right)$$

где μ_t - турбулентная вязкость, σ_t - турбулентное число Прандтля.

В рамках данной модели все массовые доли компонент, плотность и температура являются функциями только переменной смешения, т.е.

$$\theta_i = \theta_i(f)$$

В случае, когда рассматривается не адиабатный процесс, искомые параметры будут зависеть еще и от энтальпии h :

$$\theta_i = \theta_i(f, h)$$

Рассматривая турбулентные течения, необходимо учитывать, что любая скалярная величина претерпевает некоторые флуктуации, которые могут приводить к значительным колебаниям значений искомых параметров,

например, приводить к значениям температуры выше энергии активации. Поэтому при моделировании горения необходимо учитывать турбулентно-химическое взаимодействие. В данной модели это взаимодействие учитывается статистическим образом при помощи функции плотности вероятности. В пакете имеется две ее разновидности: β -функция и двойная δ -функция Дирака. Они зависят от значений своих матожидания и дисперсии. Наиболее часто при описании флуктуаций турбулентности встречается β -функция. Уравнение переноса дисперсии переменной смешения:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{f'^2}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \overline{f'^2}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \overline{f'^2} \right) + C_g \mu_t (\nabla \overline{f})^2 - C_d \rho \frac{\varepsilon}{\kappa} \overline{f'^2}$$

где $C_g=2.86$, $C_d=2.0$.

В качестве искомого решения используется осредненное значение параметра, которое получается следующим образом: из термодинамического расчета (без кинетики) определяются зависимости параметров равновесия (массовые доли и концентрации компонент, температура и др.) от параметра смешения, затем используя известную (заданную) функцию плотности вероятности $P(f)=P(\overline{f}, \overline{f'^2})$, интегрируем и получаем осредненную величину параметра:

$$\overline{\theta}_i = \int P(f) \theta_i(f) df$$

К недостаткам данной равновесной модели горения предварительно не перемешанных компонент следует отнести отсутствие учета кинетики процесса, т.е. она не позволяет моделировать неравновесные процессы.

2.4.4 Модель дискретной фазы (Discrete Phase)

Для моделирования впрыска капель жидкого горючего и их испарения была подключена модель "Discrete Phase", которая добавляет уравнение движения частиц распыленного горючего и уравнение теплопередачи частиц:

$$\frac{d\vec{u}_p}{dt} = \frac{\vec{u} - \vec{u}_p}{\tau_r} + \frac{\vec{g}(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + \vec{F}$$

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = h A_p (T_\infty - T_p) - \frac{dm_p}{dt} h_{fg} + A_p \varepsilon_p \sigma (\Theta_R^4 - T_p^4)$$

2.4.5 Граничные условия

Горючее, дизельное топливо, подавалось при температуре 320 К и давлении 5 ата. Для моделирования конусообразного распыла была задана

локальная цилиндрическая система координат со следующими параметрами: радиальная составляющая направления потока 0.5, осевая составляющая - 0.5 и тангенциальная - 0. Таким образом задавался конус распыла с внутренним углом в 45 градусов. Расход топлива - 0.0121 кг/с.

Воздух подавался при температуре 590 К и давлении 10 ата через фронтное устройство и через остальные фронтальные отверстия. Для моделирования закрутки потока, проходящего через фронтное устройства, была задана локальная цилиндрическая система координат со следующими параметрами: радиальная составляющая направления потока 0, осевая составляющая - 0.634 и тангенциальная - 0.366. Таким образом поток воздуха через завихритель подавался в камеру сгорания тангенциально под углом 30 градусов. Суммарный расход воздуха через все фронтные отверстия - 0.742 кг/с.

2.5 Результаты

Для оценки влияния процентного содержания кислорода в воздухе на параметры газовой смеси было проведено два расчета, в одном из которых окислитель задавался с нормальным соотношением "кислород-азот" (массовая доля кислорода - 21%, массовая доля азота 79%), а в другом задавался обогащенный кислородом воздух (массовая доля кислорода - 50%, массовая доля азота 50%).

Для каждого расчета было проведено по 5 тысяч итераций. В результате были получены поля температур, скоростей и концентрации горючего в потоке.

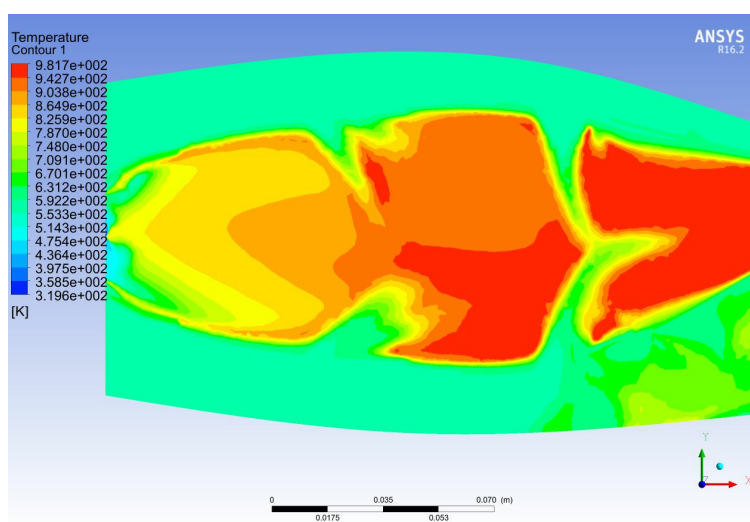


Рисунок 2.3 – Температурное поле (обычный воздух)

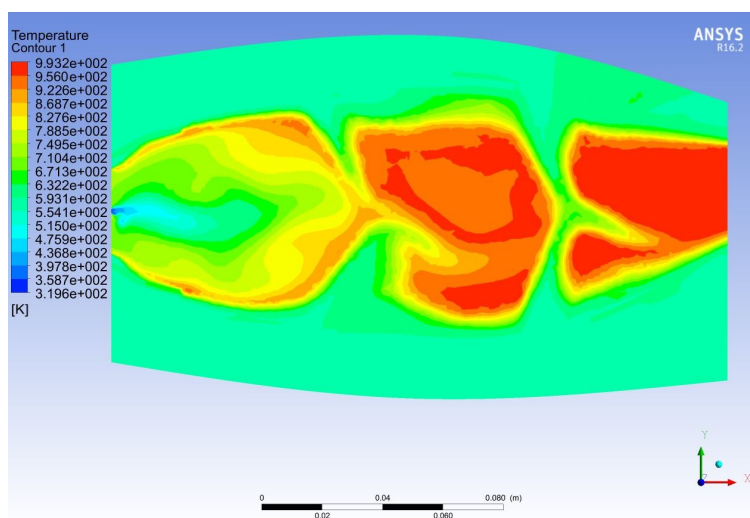


Рисунок 2.4 – Температурное поле (обогащенный кислородом воздух)

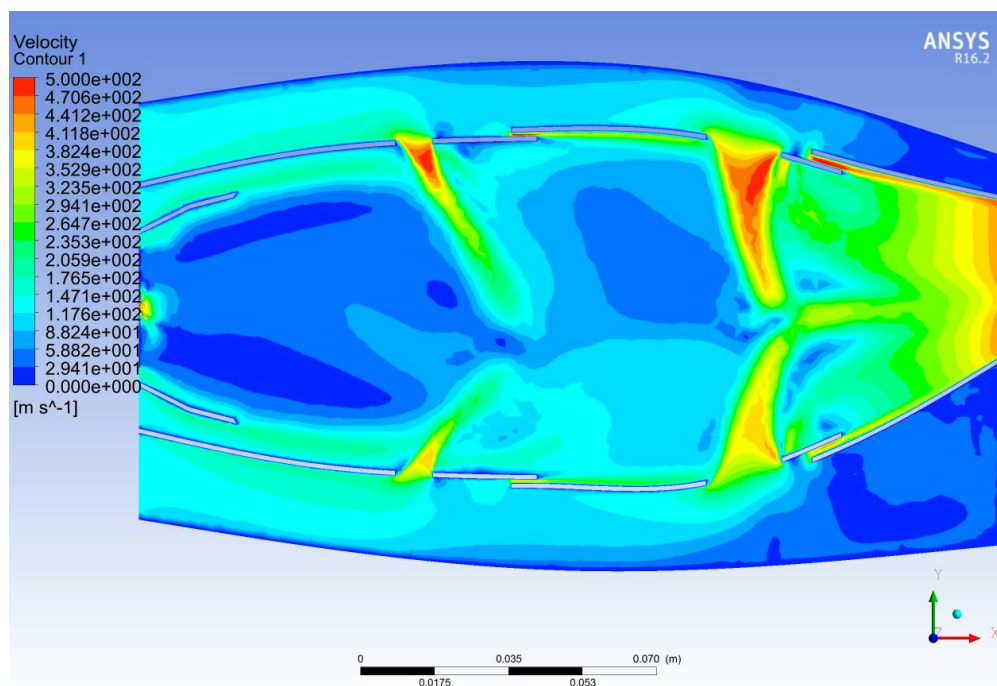


Рисунок 2.5 – Поле скорости (обычный воздух)

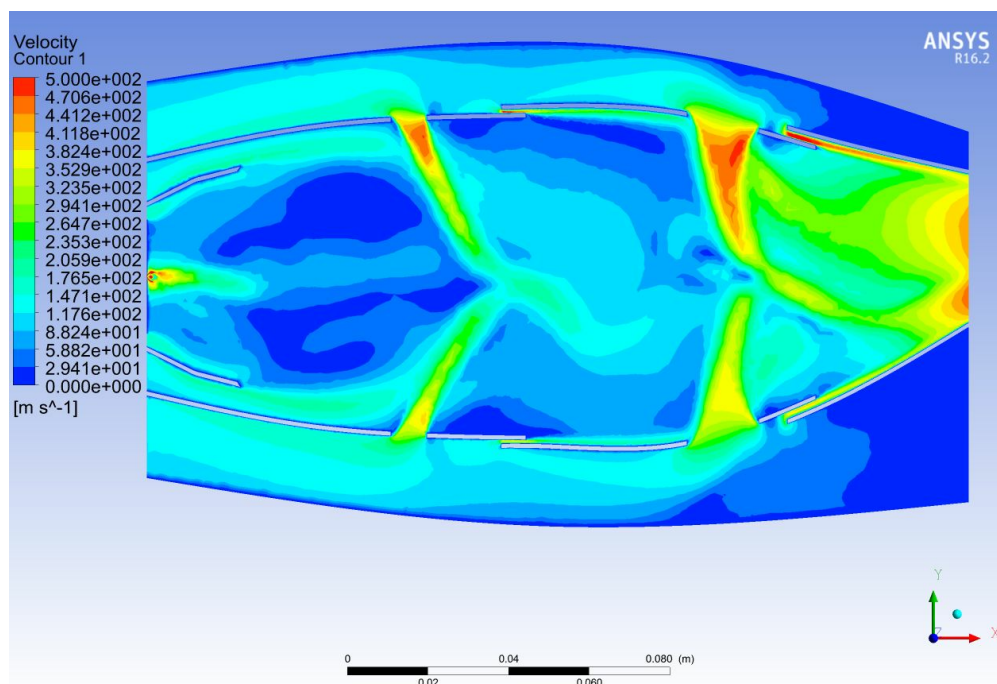


Рисунок 2.6 – Поле скорости (обогащенный кислородом воздух)

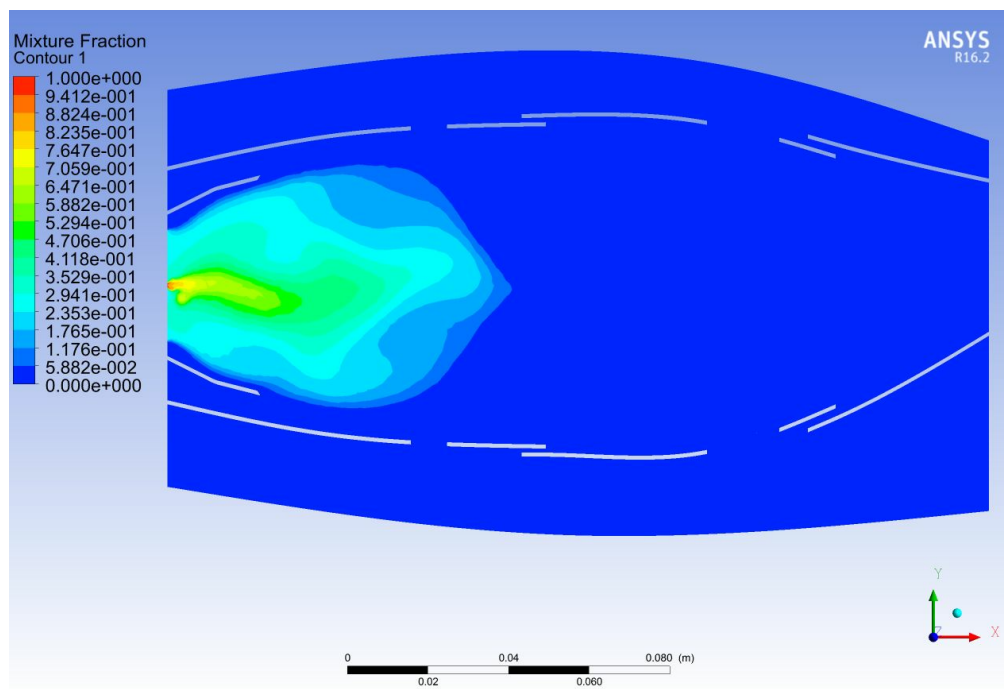


Рисунок 2.7 – Концентрации горючего (обычный воздух)

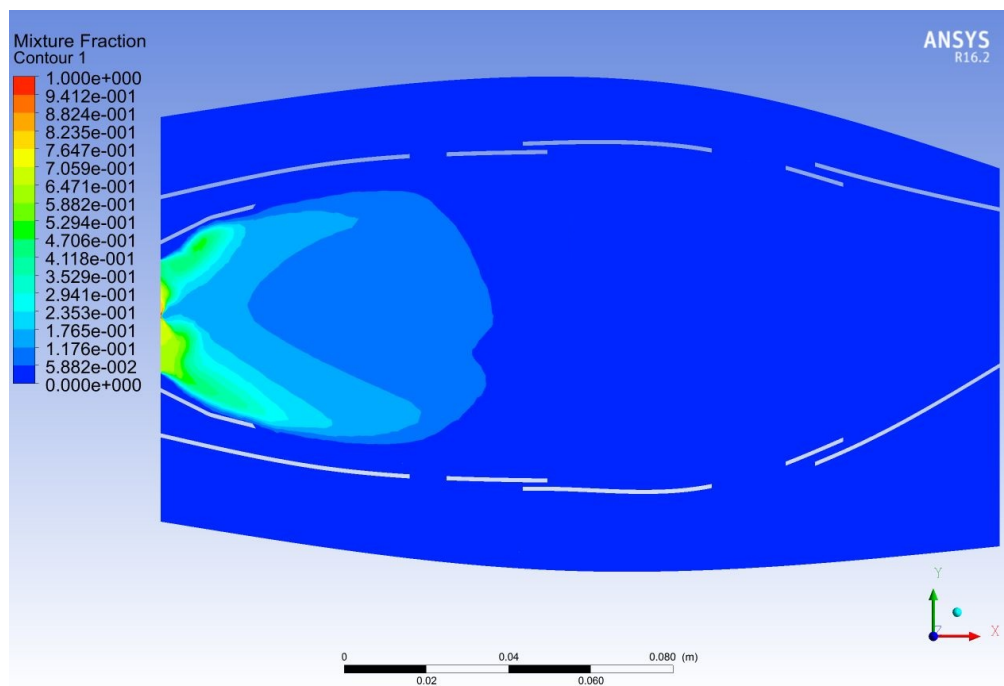


Рисунок 2.8 – Концентрации горючего (обогащенный кислородом воздух)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для решения поставленных задач в данной работе были задействованы CAE-технологии, а именно программный пакет ANSYS. Средствами ANSYS было проведено численное моделирование внутрикамерных процессов ГТД с учетом кинетики горения топливно-воздушной смеси заданного состава в рамках равновесной модели горения предварительно не перемешанных сред, основанной на использовании переменной смешения. Получены поля распределения газодинамических величин при различных степенях обогащения воздуха кислородом.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Бондарев О.Ю., Тарасенко Ю.А. Научно-технический журнал - Двигатель. Выпуск №5, статья "О камерах сгорания современных авиационных двигателей". Москва: ООО "Редакция журнала "Двигатели", 2013. 7 с.
2. Бондарев О.Ю., Тарасенко Ю.А. Научно-технический журнал - Двигатель. Выпуск №6, статья "О камерах сгорания современных авиационных двигателей (продолжение)". Москва: ООО "Редакция журнала "Двигатели", 2013. 4 с.
3. С.А. Вальгер, М.Н. Данилов, Ю.В. Захарова, Н.Н. Федорова. Основы работы в ПК ANSYS 16.0. – Новосиб. гос. архитектур.-строит. ун-т (Сибстрин). – Новосибирск : НГАСУ (Сибстрин), 2015. – 240 с.
4. В.А. Зрелов. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. Москва: ОАО "Издательство "Машиностроение", 2005. 336 с.
5. Двигатель ТВЗ-117. Руководство по технической эксплуатации. 1986. 597 с.
6. Копелов С. З., Тихонов Н. Д. Расчет турбин авиационных двигателей. (Газодинамический расчет. Профилирование лопаток). М., «Машиностроение», 1974, 268 с.
7. Кулагин В.В. К90 Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок : Учебник. 2-е изд., исправл. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Кн. 1. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. Кн. 2. - М.:Машиностроение, 2003. - 616 с.
8. Михайлков А.К., Ворошилов В.П. М69 Компрессорные машины: Учебник для вузов-М.: Энергоатомиздат, 1989. 288 с.
9. П79 Проектирование систем силовых установок самолётов: консп. лекций / С. В. Епифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко и др. — Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харь. авиац. ин-т», 2011. — 512 с.
10. Сахин В.В., Термодинамика энергетических систем. Кн. 2. Техническая термодинамика: учебное пособие. Изд. 2-е, испр. и доп. / В.В.Сахин; Балт. гос. техн. ун-т Санкт-Петербург: 2014.-226 с.
11. Сахин В.В., Устройство и действие энергетических установок Кн.2. Газовые турбины. Теплообменные аппараты: учебное пособие / В.В.Сахин; Балт. гос. техн. ун-т.-СПб., 2015-133 с.
12. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Х74 Теория и расчет авиационных лопаточных машин: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели». 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1986. 432 с.
13. Юнаков Л.П., Основы теории авиационных газотурбинных двигателей: учебное пособие / Л.П. Юнаков; Балт. гос. техн. ун-т. - Санкт-Петербург., 2013.-90 с.
14. «Взлет. Национальный аэрокосмический журнал», 2006 г.
15. Варгафтик Н.Б., Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей: М., 1972 г. 720 с.