|  |  |
| --- | --- |
| *voenmeh* | МИНОБРНАУКИ РОССИИ  федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  высшего образования  **«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»**  **(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»)** |
| БГТУ.СМК-Ф-4.2-К5-01 |

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Факультет |  | А |  | РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Кафедра |  | А9 |  | ПЛАЗМОГАЗОДИНАМИКА И ТЕПЛОТЕХНИКА |
|  |  | шифр |  | наименование |
|  |  |  | | |

ОТЧЕТ ПО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

|  |
| --- |
| Численное моделирование процессов тепломассопереноса в двигателе ЛА |

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил студент группы | | |  | А9М41 |
| Сизов П.В. | | | | |
| Фамилия И.О. | | | | |
| **РУКОВОДИТЕЛЬ** | | | | |
| Тетерина И.В. |  |  | | |
| Фамилия И.О. Подпись | | | | |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2018 г.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

1. ТИПЫ ПВРД И ОСОБЕННОСТИ ИХ УСТРОЙСТВА, ТОПЛИВО ДЛЯ ПВРД

1.1 Дозвуковые ПВРД

1.2 Сверхзвуковые ПВРД

## 1.3 Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель

1.4 Ядерный ПВРД

1.5 Топливо для ПВРД

2 МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА В ПВРД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕХАНИЗМОВ ХИМИЧЕСКОЙ КИНЕТИКИ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

ВВЕДЕНИЕ

Успешное развитие высокоскоростных (в том числе гиперзвуковых) летательных аппаратов (ВЛА) непосредственно связано с прогрессом в разработке прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД).

ПВРД – Прямоточный воздушно-реактивный двигатель – самый простой в классе ВРД по конструкции. Требуемое для работы устройства повышение давления образуется путем торможения встречного воздушного потока.

В конструктивном плане ПВРД является предельно простым устройством. В составе двигателя есть камера сгорания, внутрь которой горючее поступает из топливных форсунок, а воздух – из диффузора. Камера сгорания заканчивается входом в сопло, которое является суживающейся-расширяющимся (рис.1).



Рисунок 1. – пример схемы ПВРД.

ПВРД не работает при нулевой скорости и низких скоростях полета. Летательный аппарат с таким двигателем требует установки на нем вспомогательных приводов, в роли которых может выступать твердотопливный ракетный ускоритель или самолет-носитель, с которого производится запуск аппарата с ПВРД.

По причине неэффективности ПВРД на малых скоростях его практически неуместно использовать на пилотируемых самолетах. Такие двигатели предпочтительно использовать для беспилотных, крылатых, боевых ракет одноразового применения благодаря надежности, простоте и дешевизне. ПВРД также применяют в летающих мишенях. Конкуренцию по характеристикам ПВРД составляет только ракетный двигатель.

1. ТИПЫ ПВРД И ОСОБЕННОСТИ ИХ УСТРОЙСТВА, ТОПЛИВО ДЛЯ ПВРД

1.1 Дозвуковые ПВРД

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 M<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, нежели 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 не выпускаются серийно.

1.2 Сверхзвуковые ПВРД

Сверхзвуковые ПВРД рассчитаны на осуществление полетов в диапазоне скоростей 1 <M< 5.

Торможение газового сверхзвукового потока всегда выполняется разрывно, при этом образуется ударная волна, которая называется скачком уплотнения. На дистанции ударной волны процесс сжатия газа не является изоэнтропийным. Следовательно, наблюдаются потери механической энергии, уровень увеличения давления в нем меньший, нежели в изоэнтропийном процессе. Чем мощнее будет скачок уплотнения, тем больше изменится скорость потока на фронте, соответственно, больше потери давления, иногда достигающие 50%.

Для того чтобы минимизировать потери давления, организуется 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. Параметры потока в интервалах между скачками остаются постоянными. 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», выходящим из обечайки. 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. Представленные входные устройства получили название устройств конического течения, воздух внутри них 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. Данные входные устройства называются регулируемыми.

При фиксации двигателя под крылом или снизу фюзеляжа, то есть в области аэродинамического влияния элементов конструкции самолета, используют входные устройства плоской формы двухмерного течения. Они не оснащаются центральным телом и имеют поперечное прямоугольное сечение. Их еще называют устройствами смешанного или внутреннего сжатия, поскольку внешнее сжатие здесь имеет место только при скачках уплотнения, образующихся у передней кромки крыла или носового окончания летательного аппарата. 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 М=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 М=3-5 СПВРД по эффективности превосходят все существующие типы ВРД.

При температуре невозмущенного воздушного потока 273°K и скорости самолета М=5 температура рабочего заторможенного тела равна 1638°К, при скорости М=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 предельной для СПВРД считается скорость, равная М=5.

## 1.3 Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель

## К категории гиперзвуковых ПВРД относится ПВРД, который работает на скоростях более 5М. По состоянию на начало XXI века существование такого двигателя было только гипотетическим: не собрано ни единого образца, который бы прошел летные испытания и подтвердил целесообразность и актуальность его серийного выпуска.

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, что 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, оно расширяется и ускоряется.

Этот тип двигателя предназначен для проведения полетов в разреженной стратосфере. Теоретически такой двигатель можно использовать на многоразовых носителях космических аппаратов.Одной из главных проблем конструирования 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.

1.4 Ядерный ПВРД

В период холодной войны между СССР и США создавались проекты прямоточных воздушных реактивных двигателей с ядерным реактором.

В таких агрегатах в качестве источника энергии выступала не химическая реакция сжигания топлива, а тепло, которое вырабатывал ядерный реактор, установленный вместо камеры сгорания. В таком ПВРД воздух, поступающий сквозь входное устройство, проникает в активную область реактора, охлаждает конструкцию и сам нагревается до 3000 К. Далее происходит его истекание из сопла двигателя со скоростью, приближенной к скорости совершенных ракетных двигателей. Ядерные ПВРД предназначались для установки в межконтинентальных крылатых ракетах, несущих ядерный заряд. Конструкторы в обеих странах создали малогабаритные ядерные реакторы, которые поместились в габариты крылатой ракеты.

1.5 Топливо для ПВРД

ПВРД могут работать как на химическом (керосин, бензин и др.), так и на атомном горючем.

Керосин — горючая смесь жидких [углеводородов](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A3%D0%B3%D0%BB%D0%B5%D0%B2%D0%BE%D0%B4%D0%BE%D1%80%D0%BE%D0%B4%D1%8B) (от [C](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A3%D0%B3%D0%BB%D0%B5%D1%80%D0%BE%D0%B4)8 до [C](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A3%D0%B3%D0%BB%D0%B5%D1%80%D0%BE%D0%B4)15) с температурой кипения в интервале 150—250 °C, прозрачная, бесцветная (или слегка желтоватая), слегка маслянистая на ощупь, получаемая путём [прямой перегонки](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9F%D0%B5%D1%80%D0%B5%D0%B3%D0%BE%D0%BD%D0%BA%D0%B0) или [ректификации](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%B5%D0%BA%D1%82%D0%B8%D1%84%D0%B8%D0%BA%D0%B0%D1%86%D0%B8%D1%8F) [нефти](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9D%D0%B5%D1%84%D1%82%D1%8C).

Свойства и состав керосина:

Плотность 0,78—0,85 г/см³ (при +20 °C)

Вязкость 1,2—4,5 мм²/с (при +20 °C)

Температура вспышки +28…+72 °C

Температура самовоспламенения 400 °С

Теплота сгорания около 43 МДж/кг.

Авиакеросин, или авиационный керосин, используется в качестве топлива для турбореактивных и турбовинтовых двигателей летательных аппаратов. Нефтепродукт также выполняет функцию хладагента и смазки в топливной системе. Отличительными особенностями авиационного керосина являются:

1) высокая термоокислительная стабильность;

2) низкотемпературные свойства;

3) противоизносные качества;

4) большая удельная теплота сгорания.

Авиакеросин получают методом глубокой переработки нефти – это одна из легких фракций с низким содержанием ароматических углеводородов и серы. Выпускается несколько марок нефтепродуктов для дозвуковой и сверхзвуковой авиации. Массовое производство ведется в отношении марки ТС-1 (аналог европейского Jet A-1) первого и высшего сорта для дозвуковых летательных аппаратов. Для ПВРД используют Т-6 (аналог JP-7(разработан для SR-71)).

Присадки для авиационного керосина:

1). Антистатическая. Статическое электричество, которое накапливается на поверхностях в процессе [заправки по безналу](https://www.ruspetrol.ru/toplivnye_karty.html) или за наличный расчет, а также при перекачке топлива, повышает вероятность взрыва. Антистатические добавки предназначены для увеличения электропроводности авиакеросина до 50 пСм/м, что способствует равномерному распределению заряда.

2). Противоводокристаллизационная. За несколько часов полета температура топлива в баке самолета снижается до -35. В таких условиях образуются кристаллы льда, которые забивают фильтры и могут привести к остановке двигателя. Для предотвращения замерзания воды в топливо в момент заправки в самолет вводят специальные присадки на основе этилцеллозольва или тетрагидрофурана.

3). Антиокислительная. Добавки используют в гидроочищенном керосине для повышения его химической стабильности. Присадка тормозит окислительные процессы при нагревании топлива до 100 °С и выше.

4). Противоизносная. Добавка восстанавливает противоизносные свойства топлива, утраченные в результате гидроочистки. Присадки данного типа обычно используются в паре с антиокислительными (в топливах для ПВРД не применяется).

2 МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА В ПВРД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕХАНИЗМОВ ХИМИЧЕСКОЙ КИНЕТИКИ

Моделирование процессов горения с учетом химической кинетики лучше всего производить в приложении ANSYS Chemkin. ANSYS Chemkin-Pro – специализированный программный модуль для моделирования сложных химических реакций в газовой фазе и на поверхности. ANSYS Chemkin-Pro используется при проектировании камер сгорания ДВС легковых автомобилей, грузовиков, реактивных двигателей, котлов, а также при проектировании оборудования для обрабатывающей и химической промышленности. Широкий спектр точных, быстрых и надежных моделей кинетических механизмов Chemkin-Pro делают его незаменимым инструментом при проведении анализа «что, если» на стадии разработки изделия. Инженеры могут быстро исследовать влияние ключевых параметров конструкции на производительность, выброс загрязняющих веществ и затухание пламени, используя обширные и точные модели топлива. Таким образом инженеры получают ценные результаты, которые необходимы для принятия решения по усовершенствованию изделия.

Chemkin-Pro эволюционировал из программы под названием Chemkin II, которая была создана Сандийской Национальной Лабораторией. На сегодняшний день Chemkin-Pro является качественным коммерческим ПО с удобным интерфейсом, высокой производительностью и непревзойденной точностью. Модели, используемые в Chemkin-Pro, проходили валидацию в течении нескольких десятков лет и обладают высокой цитируемостью в авторитетных журналах.

В данной работе для моделирования процессов горения не используется данный пакет, из него используются только 3 текстовых файла, которые можно написать самостоятельно, но это не так просто, как кажется т.к. ANSYS Fluent весьма привередлив к данным файлам и их точности написания. Первый текстовый файл, Kinetics Mechanism File содержит описание химических элементов, содержит список веществ и реакций, участвующих в механизме горения, а также в нем указаны кинетические данные для каждой реакции (рис.2). Константа скорости k связана с предэкспоненциальным коэффициентом A, показателем температуры β и энергия активации E через уравнение:

В ELEMENTS и SPECIES перечисляются имена элементов и веществ необходимо разделять пробелами, либо абзацами. В REACTIONS каждое уравнение химической реакции записывается с новой строчки; коэффициенты и индексы при химических веществах, а также знаки «+», «=>», «=» указываются без пробелов. Знак «=>» показывает прямую реакцию, «=» реакция идёт в обе стороны. Все буквы должны быть заглавными. Десятичные дроби разделяются точкой. Комментарии записывают после знака «!».

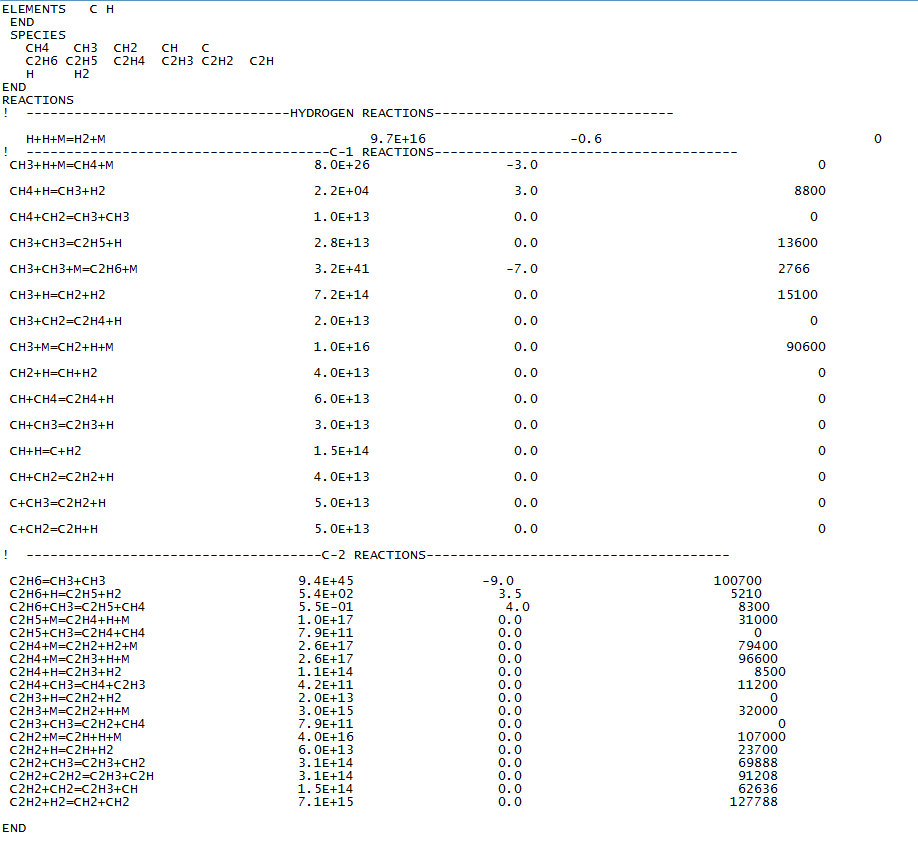


Рисунок 2 – пример файла Kinetics Mechanism File.

Второй файл THERMODYNAMIC Database (рис.3). В первой строке, указываются – имя элемента, источник информации, количество атомов углерода, водорода, азота, кислорода в элементе, агрегатное состояние элемента и интервалы температур. Во второй, третьей и четвертой строке указаны термодинамические коэффициенты для двух диапазонов температур. Эти коэффициенты входят в полиномы по степеням температуры для теплоёмкости, энтальпии и энтропии.

По сути термодинамическая база данных представляет собой таблицу удельной теплоемкости, энтальпии и энтропии как функции температуры.  Существует семь коэффициентов для каждого из двух температурных диапазонов. Так же необходимо указать эти диапазоны используется общая температура обычно порядка 1000К, но в некоторых случаях она может быть разной.

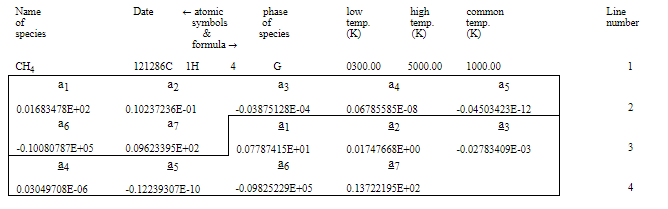


Рисунок 3 – пример файлаTHERMODYNAMIC Database.

Первые семь коэффициентов в полиномиальном разложении относятся к верхнему температурному интервалу. Последние семь коэффициентов в полиномиальном разложении относятся к нижнему температурному интервалу.

В третьем файле Transport Property Data (рис.4) указаны транспортные данные, описывающие процессы переноса компонентов. Первые 16 столбцов в каждой строке базы данных зарезервированы для названия элемента, Столбцы с 17 по 80 имеют произвольный формат, и они содержат молекулярные параметры для каждого элемента:

1. Индекс, указывающий, имеет ли молекула одноатомную, линейную или нелинейную геометрическую конфигурации. Если индекс равен 0, молекула представляет собой один атом. Если индекс равен 1, молекула линейный, и, если он равен 2, молекула является нелинейной.

2. Глубина потенциальной ямы Леннарда-Джонса в Кельвинах.

3. Диаметр леннард-джонсовского столкновения σ в ангстремах.

4. Дипольный момент µ в Дебая. Примечание: Дебай  .

5. Поляризуемость α в кубических ангстремах.

6. Ротационная релаксация столкновения Zrot при 298K.

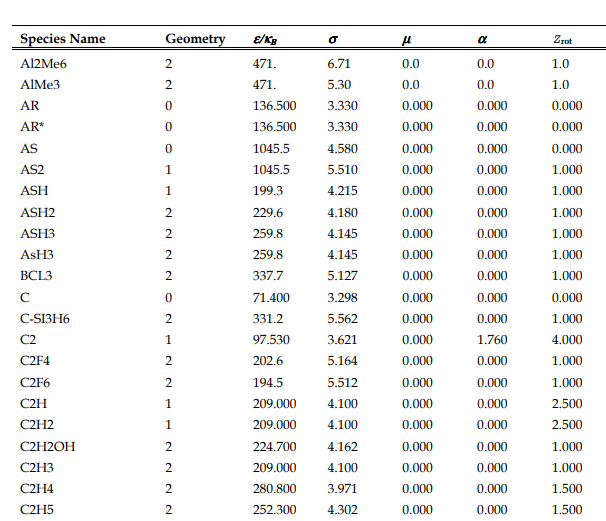


Рисунок 4 – Пример файла Transport Property Data.

Данные файлы импортируются в ANSYS Fluent, где и будут производиться расчеты (Рис.5–6).

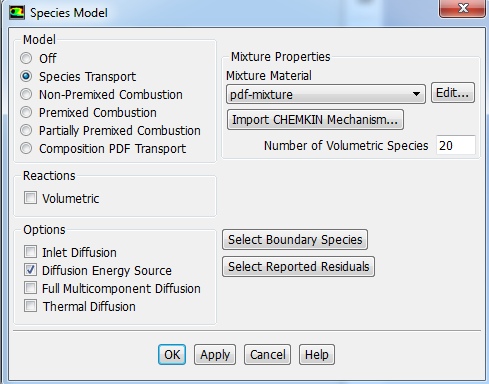


Рисунок 5 – Окно выбора модели горения, куда можно импортировать механизм из Chemkin.

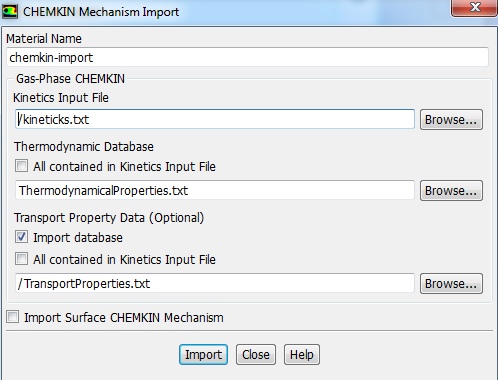


Рисунок 6 – Три файла необходимые для Fluent.

В данной работе пока не получилось запустить данных механизм, рассмотренный на примере горения водорода, в связи с возникающими ошибками при чтении этих трех файлов в ANSYS Fluent. Вероятнее всего допущены ошибки в написании данных файлов, в связи с отсутствием опыта в этой области. Планируется более глубокое изучение механизмов и процессов химической кинетики, а также разработка своей модели горения керосина.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе были рассмотрены типы ПВРД, особенности процессов горения на примере камеры сгорания. Проведен анализ, возможности использования методов расчета подобного рода задач с учетом механизмов химической кинетики, а также необходимых для этого программ и файлов. Получены навыки работы в пакетах тяжелого класса CAD, CAE-технологий. Освоены методы моделирования процессов горения в данных пакетах.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Бондарюк М.М., Ильюшенко С.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958.

2. Зуев Ю.В., Лепешинский И.А./ Приближенный газодинамический расчет сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя / Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2009. – 70 c.

3. Расчет образования CO и NOx в камерах сгорания ГТД [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / С. Г. Матвеев, С. В. Лукачев, М. Ю. Орлов, И. В. Чечет, Ю. В. Красовская; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (1,07 Мбайт). - Самара, 2012.

4. URL :https://cae-club.ru/forum/geometriya-i-setka/setochnye-modeli [сайт] (дата обращения 21.04.2018)

5. URL :https://cae-club.ru/forumy/gidrodinamika-i-teploobmen/ansys-fluent [сайт] (дата обращения 29.03.2018)

6. URL :<http://www.chm.bris.ac.uk/pt/diamond/rolythesis/chapter8.htm> [сайт] (дата обращения 19.11.2018)

7. URL :https://www3.nd.edu/~powers/ame.60636/transport.pdf [сайт]

(дата обращения 01.12.2018)