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

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

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Факультет |  | А |  | Ракетно-космической техники |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Кафедра |  | А9 |  | Плазмогазодинамики и теплотехники |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Дисциплина |  | Численное моделирование в теплоэнергетике и | | |
|  |  | гидроаэродинамике | | |

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему

|  |
| --- |
| Вычислительное моделирование |
| быстропротекающих процессов |

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил студент группы | | | |  | | А942 |
| Мурзина К.Э. | | | | | | |
| Фамилия И.О. | | | | | | |
| **РУКОВОДИТЕЛЬ** | | | | | | |
| Федосенко Н.Б. | |  |  | | | |
| Фамилия И.О. Подпись | | | | | | |
| Оценка |  | | | |  | |
| «\_\_\_\_\_» |  | | | | 20\_\_\_\_ г. | |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2017г.

СОДЕРЖАНИЕ

|  |  |
| --- | --- |
| Реферат………………………………………………………………….. | 4 |
| Нормативные ссылки…………………………………………………... | 5 |
| Список условных обозначений………………………………………... | 6 |
| Введение………………………………………………………………… | 7 |
| 1 ДЕТОНАЦИЯ И ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ….……….….  1.1 Появление детонационного двигателя……………………...  1.2 Сравнение традиционных ЖРД и двигатели с детонационным горением………………………………………………  1.3 Клиновоздушный ракетный двигатель……………………...  1.4 Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель………….  1.5 Ротационный детонационный двигатель…………………… | 8  8  9  10  14  17 |
| 2 Математические модели……………………………………………... | 20 |
| 3 Вычислительное моделирование…………………………………….  3.1 ………………….. | 17  17 |
| 3.2 Постановка задачи и результаты…………....................... | 22 |
| Заключение……………………………………………………………… | 33 |
| Список используемой литературы…………………………………….. | 34 |
|  |  |
|  |  |

РЕФЕРАТ

Пояснительная записка \_\_\_\_\_\_\_\_ стр., \_\_\_\_\_\_\_\_ рис., \_\_\_\_\_\_\_\_ табл., \_\_\_\_\_\_\_\_ источников, CD диск с презентацией

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БЫСТРОПРОТЕКАЮЩИХ ПРОЦЕССОВ

Целью курсового проекта является ознакомление с методами постановки и решения мультифизичных задач в вычислительных пакетах «тяжелого» класса на примере задачи образование детонационной волны в кольцевом цилиндре.

В рамках курсового проекта решена задача образования детонационной волны.

Основными задачами курсового проектирования являются:

1. Аналитический обзор работ по тематике курсового проектирования;
2. Математическое описание исследуемого явления;
3. Проведение вычислительных экспериментов;
4. Анализ полученных результатов.

НОРМАТИВНЫЕ ССЫЛКИ

В настоящей пояснительной записке использованы ссылки на следующие стандарты:

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.

СПИСОК УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

Латинские символы

– изобарная теплоёмкость, Дж/(кгК);

– изохорная теплоёмкость, Дж/(кгК);

– полная удельная энергия, Дж;

– массовый расход, кг/с;

–полная энтальпия, Дж/кг;

– молярная масса, г/моль;

– число Прандтля

– давление, Па;

- газовая постоянная, Дж/(кгК);

– радиус скругления закритической части сопла, м;

– тензор скоростей деформаций;

– универсальная абсолютная температура, К;

– объем газа м3

– диаметр, м;

– время, с;

– тепловой поток, Вт/м2;

*u, v, w* – компоненты вектора скорости, м/с;

Греческие символы

μ – масса газа, кг;

– тензор вязких напряжений;

ρ – плотность, кг/м3

υ – удельный объем, м3/кг;

– оператор Лапласа;

–коэффициент теплопроводности, Дж/(м2К)

ВВЕДЕНИЕ

Быстропротекающие и импульсные процессы составляют большую группу нестационарных газодинамических процессов и являются актуальными в сфере экспериментальных исследований.

Высокоинтенсивными процессами тепломассообмена сопровождаются состояния вещества, характеризующиеся высокими удельными значениями запасённой энергии. Подобные течения, как правило, сверхзвуковые, сопровождаются формированием газодинамических разрывов.

Ударно-волновое воздействие является одним из наиболее удобных способов направленного инициирования течений с высокой плотностью, скоростью и температурами газа.

Существует много разнообразных способов создания ударно-волновых течений: детонация взрывчатых веществ, мощные акустические, лазерные, пучковые воздействия, использование резервуаров высокого давления а так же ударных труб различных принципов действия [1].

1 ДЕТОНАЦИЯ И ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Одним из видов быстропротекающих процессов является детонация. Применение такого вида горения в двигателях может позволить вывести их на новый уровень в мире энергетики.

1.1 ПОЯВЛЕНИЕ ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В 1940 году советский физик Я.Б. Зельдович предложил идею детонационного двигателя в статье «Об энергетическом использовании детонационного сгорания». С тех пор над перспективной идеей работали многие учёные из разных стран, вперёд выходили то США, то Германия, то наши соотечественники.

Летом, в августе 2016 года российским учёным удалось создать впервые в мире полноразмерный жидкостный реактивный двигатель, работающий на принципе детонационного сгорания топлива. Наша страна наконец-то за многие годы установила мировой приоритет в освоении новейшей техники.

Детонационный двигатель отличается от обычного жидкостного ракетного двигателя тем, что реактивная струя создается не просто за счет горения топлива, а путем многократных контролируемых взрывов, с крайне высокой их частотой, при этом ударная волна закручивается в камере сгорания двигателя. Все это обеспечивает меньший расход топлива при сохранении мощности.

Грубо говоря, детонационное горение в двухкомпонентном ЖРД с высоким УИ, на лучших материалах - это достижение технологического предела во всей отрасли разработки и производства жидкостных двигателей вообще.

На рисунке 1.1 изображён детонационный двигатель, который был сделан российским предприятием двигателестроения НПО «Энергомаш».

|  |
| --- |
| https://cs8.pikabu.ru/post_img/2016/11/12/9/147896590711286760.jpg |
| Рисунок 1.1 – Детонационный двигатель. |

1.2 СРАВНЕНИЕ ТРАДИЦИОННЫХ ЖРД И ДВИГАТЕЛИ С ДЕТОНАЦИОННЫМ ГОРЕНИЕМ

В традиционных ЖРД используется энергия, которая выделяется при сжигании топлива. В камере сгорания жидкостного ракетного двигателя при этом образуется стационарный фронт пламени, горение топливной пары, а именно сжигание горючего с использованием собственного окислителя ракеты, в котором происходит при неизменном давлении. Этот процесс обычного горения называется дефлаграцией. В результате взаимодействия распылённого из форсунок в камеру сгорания горючего и окислителя, либо путём пироэлектро-поджига, либо из-за химических процессов самовоспламенения, происходит возгорание топливной пары, температура газовой смеси резко возрастает и из сопла под огромным давлением вырывается огненный столб продуктов сгорания, которые и образуют реактивную тягу, толкающую ракету.

В реактивном двигателе самолёта проходят идентичные процессы, через топливопровод авиационный керосин подаётся в камеру сгорания, но вместо бортового запаса окислителя - двигатель использует кислород, содержащийся во внешней среде, то есть атмосфере планеты.

Детонация — это то же самое горение, но происходит оно в сотни раз быстрее, чем при обычном сжигании топлива. Этот процесс идет крайне быстро. Детонацию даже часто путают со взрывом. Это можно обусловить тем, что это крайне энергоёмкий процесс.

Однако детонация это не взрыв, а вид очень быстрого горения. Это настолько стремительный процесс, что при нём продукты реакции даже не успевают расшириться, поэтому детонация, в отличие от дефлаграции, идет при постоянном объеме и резко возрастающем давлении.

При обычном сжигании топлива внутри камеры сгорания формируется стационарный фронт пламени. При детонационном горении, вместо него, в топливной смеси образуется детонационная волна, которая движется со сверхзвуковой скоростью. В этом сверхзвуковом ударном фронте и происходит детонация смеси горючего и окислителя.

1.3 КЛИНОВОЗДУШНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Термодинамика говорит, что удельный КПД (Коэффициент полезного действия) сгорания топливной пары в детонационной волне выше, чем при стационарном фронте пламени с постоянным давлением. В зависимости от конструкции он может превосходить оригинальный ЖРД по КПД от 23-27% для типовой конструкции с расширяющимся соплом, значительно переработанной под детонационное горение, вплоть до 36-37% прироста в КВРД (клиновоздушные ракетные двигатели), которые, кстати говоря, сами по совокупному удельному импульсу на участке выведения перекрывают обычные ЖРД. КВРД изображён на рисунке 1.2.

|  |
| --- |
| https://cs9.pikabu.ru/post_img/2016/11/12/10/14789698171116138.jpg |
| Рисунок 1.2 – Клиновоздушный ракетный двигатель. |

КВРД - это один из типов жидкостных двигателей, с клиновидным соплом, который поддерживает аэродинамическую эффективность в широком диапазоне высот над поверхностью Земли с разным давлением атмосферы. Они способны изменять давление истекающей газовой струи в зависимости от атмосферного давления, и экономить до 8-12% топлива на всём участке выведения конструкции (Основная экономия происходит на малых высотах, где она доходит до 25-30%).

Конструкция КВРД состоит в следующем. Вместо одной точки выхода тяги, как в традиционных ЖРД, в виде небольшого отверстия в центре сопла - в клиновоздушной ДУ (Двигательной установке) используется клиновидный выступ, вокруг которого устанавливается ряд камер сгорания. Это может быть плоский клин, с двумя рядами камер сгорания по обе стороны от него, или тороидальный клин (Конус), где реактивные струи из камер сгорания - сходятся в одну точку, на конце конуса.

Однако основное преимущество КВРД сводится к приспосабливаемости к атмосферному давлению на участке траектории, при работе в условиях вакуума всё же больший УИ будет иметь традиционный вакуумный ЖРД.

То есть при сжигании одинакового количества топлива в детонационном двигателе получается больше тяги, а благодаря компактности зоны горения детонационник по мощности, снимаемой с единицы объема, теоретически на порядок превосходит обычные ЖРД.

Уже одного этого оказалось достаточно, чтобы привлечь внимание специалистов к этой идее. Конструкции классических ЖРД за последние десятилетия были вылизаны до совершенства и практически подошли к пределу своих возможностей.

Увеличить их удельные характеристики в будущем возможно лишь в очень незначительных пределах — на считаные проценты. Поэтому мировая космонавтика вынуждена идти по экстенсивному пути развития: для пилотируемых полетов на Луну приходится строить гигантские ракеты–носители, а это очень сложно и безумно дорого, во всяком случае для России.

Попытка преодолеть кризис с помощью ядерных двигателей наткнулась на проблемы с энергоёмкостью, компактностью установок и снимаемой мощности с единицы веса. Появление детонационных ЖРД, быть может, и рано сравнивать с переходом авиации на реактивную тягу, но ускорить процесс освоения космоса они вполне способны.

Для увеличения тяги и удельных характеристик ЖРД нужно поднимать давление в камере сгорания.

Но при этом топливо, которое впрыскивается в камеру через форсунки-распылители, должно подаваться при большем давлении, чем реализуется в процессе сгорания, иначе струя топлива просто не сможет проникнуть в камеру. Поэтому самым сложным и дорогим агрегатом в ЖРД является вовсе не камера с соплом, которое у всех на виду, а топливный турбонасосный агрегат (ТНА), спрятанный в недрах ракеты среди хитросплетения трубопроводов.

Чтобы получить в камере сгорания детонационного двигателя условия, эквивалентные, к примеру, условиям в камере сгорания ЖРД американского «Шаттла» (200 атм), достаточно подавать топливо под давлением всего лишь 10 атмосфер. Агрегат, необходимый для этого, по сравнению с ТНА классического ЖРД — все равно что автомобильный насос КАМАЗа, в сравнении с водяным агрегатом Саяно–Шушенской ГРЭС.

Главная проблема, которая встала перед инженерами, — как совладать с детонационной волной. Дело ведь не только в том, чтобы сделать двигатель прочнее, чтобы он выдержал повышенные нагрузки. Детонация - это не просто взрывная волна. Взрывная волна распространяется со скоростью звука, а детонационная со сверхзвуковой скоростью, до 2,5 - 3 км/сек против 330 м/с. Кроме того, она не образует стабильного фронта пламени, поэтому работа такого двигателя носит пульсирующий характер. После каждой детонации необходимо обновить топливную смесь, после чего запустить в ней новую волну.

Осложняется эта задача тем, что такие циклы "обновления" - необходимо проводить с огромнейшей частотой, вплоть до десятков тысяч раз в секунду.

1.4 ПУЛЬСИРУЮЩИЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Попытки создать пульсирующий реактивный двигатель предпринимались задолго до идеи с детонацией.

Привлекала опять же простота: в отличие от авиационной турбины для пульсирующего воздушно–реактивного двигателя (ПуВРД) не нужны были ни вращающийся со скоростью 40000 оборотов в минуту компрессор для нагнетания воздуха в ненасытное чрево камеры сгорания, ни работающая при температуре газа свыше 1000˚С турбина. В ПуВРД давление в камере сгорания создавали пульсации в горении топлива. Один из примеров - двигательная установка летающего снаряда "Фау-1" (другое название крылатая ракета Физелер – 103), изображённого на рисунке 1.3, где 1 – ветрянка, 2 – главная разрывная трубка, 3 – запальные трубки, 4 – отсек с взрывчатым веществом, 5 – бак с горючим, 6 – кронштейн для крепления лонжерона крыла, 7 – воздухозаборник двигателя, 8 – воздушно-реактивный двигатель, 9 – выхлопной патрубок от реактивного двигателя, 10 – киль, 11 – руль направления, 12 – руль высоты, 13 – стабилизатор, 14 – регулятор высоты, 15 – автопилот, 16 – сферические баллоны со сжатым воздухом, обмотанные проволокой, 17 – стальной трубчатый лонжерон центроплана, проходящий через бак с топливом, 18 – трубчатый стальной лонжерон крыла, 19 – магнитный компас, управляющий автопилотом, 20 – импульсное включение взрывателя.

|  |
| --- |
| [Детонационный двигатель НПО "Энергомаш" - проект "Ифрит" Космос, Космонавтика, роскосмос, Энергомаш, двигатель, Техника, наука и техника, длиннопост](https://cs9.pikabu.ru/post_img/big/2016/11/12/10/1478973021144664005.jpg) |
| Рисунок 1.3 – Крылатая ракета "Физелер – 103". |

Первые патенты на пульсирующий воздушно–реактивный двигатель были получены независимо друг от друга в 1865 году Шарлем де Луврье (Франция) и в 1867 году Николаем Афанасьевичем Телешовым (Россия).

Первую работоспособную конструкцию ПуВРД запатентовал в 1906 году русский инженер В.В. Караводин, годом позже построивший модельную установку. Установка Караводина вследствие ряда недостатков не нашла применения на практике.

Первым ПуВРД, работавшим на реальном летательном аппарате, стал немецкий Argus As 014, основанный на патенте 1931 года мюнхенского изобретателя Пауля Шмидта. Argus создавался для «оружия возмездия» — крылатой бомбы «Фау–1». Аналогичную разработку создал в 1942 году советский конструктор Владимир Челомей для первой советской крылатой ракеты 10Х.

Конечно, эти двигатели еще не были детонационными, поскольку в них использовались пульсации обычного горения. Частота этих пульсаций была невелика, что порождало характерный пулеметный звук при работе.

Удельные характеристики ПуВРД из-за прерывистого режима работы в среднем были невысоки и после того, как конструкторы к концу 1940–х годов справились со сложностями создания компрессоров, насосов и турбин, турбореактивные двигатели и ЖРД стали королями неба, а ПуВРД остались на периферии технического прогресса.

Любопытно, что первые ПуВРД немецкие и советские конструкторы создали независимо друг от друга. Кстати, и идея детонационного двигателя в 1940 году пришла в голову не одному только Зельдовичу. Одновременно с ним те же мысли высказали Фон Нейман (США) и Вернер Деринг (Германия), так что в международной науке модель использования детонационного горения назвали ZND.

Идея объединить ПуВРД с детонационным горением была очень заманчивой. Но фронт обычного пламени распространяется со скоростью 60–100 м/с и частота его пульсаций в ПуВРД не превышает 250 в секунду. А детонационный фронт движется со скоростью 1500‒2500 м/с, таким образом частота пульсаций должна составлять тысячи в секунду. Реализовать такую скорость обновления смеси и инициации детонации на практике было затруднительно.

Тем не менее попытки создания работоспособных пульсирующих детонационных двигателей продолжались. Работа специалистов ВВС США в этом направлении увенчалась созданием двигателя–демонстратора, который 31 января 2008 года впервые поднялся в небо на экспериментальном самолете Long–EZ.

|  |
| --- |
| [Детонационный двигатель НПО "Энергомаш" - проект "Ифрит" Космос, Космонавтика, роскосмос, Энергомаш, двигатель, Техника, наука и техника, длиннопост](https://cs9.pikabu.ru/post_img/big/2016/11/12/10/147897320013529768.jpg) |
| Рисунок 1.4 – «Экспериментальный самолёт Long–EZ. |

В том полёте двигатель проработал 10 секунд на высоте 30 метров. Тем не менее приоритет в данном случае остался за Соединенными Штатами, а самолет по праву занял место в Национальном музее ВВС США.

1.5 РОТАЦИОННЫЙ ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Кроме того, существует и иной принцип работы детонационного двигателя. Кольцевая, вращающаяся детонация.

Математические модели, в которых просчитывалось как закольцевать детонационную волну и заставить ее вращаться как ротору в камере сгорания - появились в начале 1960–х годов. Явление спиновой (вращающейся) детонации теоретически предсказал советский физик из Новосибирска Б. В. Войцеховский в 1960 году. Почти одновременно с ним, в 1961 году, ту же идею высказал американец Дж. Николлс из Мичиганского университета.

Ротационный, или спиновый, детонационный двигатель конструктивно представляет собой кольцевую камеру сгорания, топливо в которую подается с помощью радиально расположенных форсунок. Детонационная волна внутри камеры движется не в осевом направлении, как в ПуВРД, а по кругу, сжимая и выжигая топливную смесь перед собой и в конце концов выталкивая продукты сгорания из сопл как пресс. Схема спинового детонационного двигателя показана на рисунке 1.5.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 1.5 – Ротационный детонационный двигатель |

Вместо частоты пульсаций получается частота вращения детонационной волны, которая может достигать нескольких тысяч в секунду, то есть практически двигатель работает не как пульсирующий, а как обычный ЖРД со стационарным горением, но куда более эффективно, поскольку на самом деле в нем происходит детонация топливной смеси.

В СССР, как и в США, работы над двигательными установками кольцевой, ротационной детонации  шли с начала 1960–х годов. Реализация потребовала решения огромного количества теоретических вопросов.

Как организовать процесс так, чтобы волна не затухала? Необходимо было понимание сложнейших физико–химических процессов, происходящих в газовой среде. Тут расчет велся уже не на молекулярном, а на атомарном уровне. Для расчётов нужно было углубляться в поведение материи при огромных температурах, скоростях и давлениях, брать в расчёт атомарное притяжение в молекулах рабочей смеси.

Процессы эти в моделировании куда более сложны, чем те, что происходят при генерации луча лазера. Именно поэтому лазер у нас есть ещё с 1960-ых годов, а детонационный двигатель вышел в испытания только сейчас. Для понимания этих процессов потребовалось создать новую фундаментальную науку, физико–химическую кинетику, которой 50 лет назад еще просто не существовало.

Существуют проблемы вычислительных мощностей, ведь для практического расчета условий, при которых детонационная волна не будет затухать, а станет самоподдерживающейся – нужны мощные ЭВМ, появившиеся лишь в последние годы. Вот какой фундамент необходимо было положить в основание практических успехов по укрощению детонационного горения.

А теперь, в последнее время даже двигатели внутреннего сгорания начали проектировать с учётом их работы с детонационным поджогом топлива (Проект ООО НПП "ИННЭКС"), правда, электродвигатели скоро на 90% вытеснят ДВС.

На данный момент активные работы над ними ведутся в США и РФ. Китай из-за отсталости передового сегмента технологий пока до практических работ не добрался, ему нужно ещё лет 10-12. Остальные страны вообще практически не в состоянии производить даже обычные ЖРД.

В США исследованиями занимаются Pratt & Whitney, General Electric, при поддержке NASA. К примеру, в научно–исследовательской лаборатории ВМФ США разрабатываются спиновые детонационные газотурбинные установки для флота. В ВМФ США используется 430 газотурбинных установок на 129 кораблях, в год они потребляют топлива на три миллиарда долларов. Внедрение более экономных детонационных газотурбинных двигателей (ГТД) позволит сберечь гигантские средства.

В России над детонационными двигателями работали и продолжают работать десятки НИИ и КБ. В их числе и НПО «Энергомаш».

Разработка детонационного ЖРД велась не один год, но несмотря на 70 лет исследований, эта технология до сих пор остается в России «слишком перспективной», чтобы ее финансировали. А до гарантированного практического результата еще очень далеко, и первый двигатель можно будет ждать минимум к 2018-2020 годам, не говоря о завершении тестов на надёжность, выход проекта с ОКР (Опытно-конструкторских работ) и принятие заказа на разработку носителя под серийный двигатель [2].

2 МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

В решаемой задаче используется следующая математическая модель [3].

Законы сохранения для одномерного течения с подводом теплоты

Уравнение состояния

Для идеального газа

уравнение состояния можно переписать в виде

Скорость звука определяется следующим соотношением

После преобразований из законов сохранения, описанных выше, можно получить соотношения

где

Число Маха в набегающем потоке

безразмерная величина подведённой теплоты

Для идеального газа количество теплоты можно представить в виде

Поскольку давление и скорость во фронте реакции меняются слабо, то разностью кинетических энергий можно пренебречь

При для сверхзвукового фронта реакции со знаком + они переходят в уравнения для прямого скачка уплотнения, а с нижним знаком получаются тождества (). Для дозвукового течения с верхним знаком + имеются тождества, а с нижним знаком получаются уравнения для скачка разряжения, который не имеет физического смысла в рамках модели идеального газа.

По закону Дальтона давление смеси газов равняется сумме парциальных давлений всех газов, входящих в смесь

Под парциальным давлением понимается давление, которое имел бы данный компонент, если бы он один занимал весь объем смеси.

Смесь идеальных газов подчиняется уравнению состояния

Здесь — универсальная газовая постоянная, R — газовая постоянная

смеси, M — средняя молекулярная масса смеси.

Средняя молекулярная масса и газовая постоянная смеси определяются по составу смеси, который обычно задается молярными, массовыми или объемными долями своих компонентов. В состоянии термодинамического равновесия температуры всех компонентов смеси полагаются равными между собой.

Молярной концентрацией i − компонента называют количество молекул (или молей) этого компонента, содержащихся в единице объема смеси

Найдем суммарную концентрацию компонентов смеси

Здесь — число молекул сорта в единице объема смеси, — полное число молекул в единице объема смеси, — число Авогадро.

В газодинамических расчетах для описания состава смеси используются парциальные плотности, представляющие собой количество вещества i− компонента в единице объема смеси

Здесь — масса молекулы − сорта.

Молярная концентрация связана с парциальной плотностью компонента через его молекулярный вес

Под удельной теплоемкостью понимают такое количество теплоты, которое необходимо подвести к единице массы вещества, чтобы повысить его температуру на один градус

В расчетах иногда используются объемные и молярные теплоемкости, связанные с удельной теплоемкостью при помощи соотношений

Для сжимаемых сред данное определение неоднозначно, потому что для них удельная теплоемкость зависит не только от свойств вещества, но и от характера изменения состояния. Для газов можно определить различные удельные теплоемкости.

Используя первый закон термодинамики

можно записать

При получим выражение для удельной теплоемкости при постоянном объеме

При получим выражение для удельной теплоемкости при постоянном давлении

Связь между обеими удельными теплоемкостями имеет вид

Для несжимаемых сред .

Для идеального газа внутренняя энергия и энтальпия зависят только от температуры, поэтому

Связь между удельными теплоемкостями принимает вид

Используя уравнение состояния идеального газа, получим

Для реальных газов при нагревании при постоянном объеме необходимо учитывать еще приращение энтальпии в зависимости от давления, а при нагревании при постоянном давлении — изменение внутренней энергии в зависимости от плотности.

Для термически идеального газа разность молярных теплоемкостей постоянна и для всех газов имеет одно и то же значение. Важной характеристикой является также отношение удельных или молярных теплоемкостей, называемое показателем адиабаты

Зависимость теплоемкости газа от температуры можно представить в виде полинома

Для двухатомного газа такая зависимость является почти линейной

С помощью удельных теплоемкостей определим зависимость удельной энергии и энтальпии от температуры. Для идеального газа имеем

Значения постоянных интегрирования e◦ и h◦ обычно не представляют интереса, так как в большинстве случаев рассматривается изменение состояния системы.

При теплопроводности перенос тепла осуществляется в результате непосредственной передачи энергии от молекул, обладающих большей энергией, к молекулам с меньшей энергией.

Плотность теплового потока связана с градиентом температуры при помощи закона Фурье

Коэффициент пропорциональности , который называется коэффициентом теплопроводности, зависит от агрегатного состояния вещества, его молекулярного строения, температуры и давления. Отклонения от закона Фурье наблюдаются при очень больших значениях градиента температуры (например, в сильных ударных волнах), при высоких и низких температурах (становится существенным теплообмен излучением, жидкий гелий).

Для идеального газа, состоящего из твердых сферических молекул, справедливо следующее выражение

где плотность газа, дельная теплоемкость газа при постоянном объеме.

В задачах газодинамики часто оказывается возможным записать уравнения сохранения в виде уравнений, содержащих безразмерные отношения различных коэффициентов переноса.

Число Прандтля дает сравнительную оценку роли процессов переноса импульса и переноса тепла

Для однокомпонентного многоатомного газа получим

Число Прандтля изменяется от 2/3 для одноатомных газов () до 1 при . Для жидкостей число Прандтля может существенно отличаться от единицы.

Число Шмидта дает сравнительную оценку роли процессов переноса импульса и переноса массы

В случае многокомпонентной смеси число Шмидта можно определить для каждой пары веществ. Для газов число Шмидта имеет значения, несколько меньшие единицы.

Число Льюиса равно отношению энергии, переносимой теплопроводностью, к энергии, переносимой диффузией

Так же как и число Шмидта, число Льюиса в многокомпонентной смеси можно определить для каждой пары веществ. Во многих случаях число Льюиса близко к единице. В теоретических исследованиях по горению удобным оказывается приближение, в котором Le = 1 .

Рассмотрим основные уравнения, описывающие течение многокомпонентной реагирующей смеси газов.

Уравнение неразрывности для i− компонента имеет вид

где скорость изменения массы i− компонента в результате химической реакции.

Суммируя по всем компонентам и внося сумму под знак дивергенции, получим уравнение неразрывности для всей смеси

При записи уравнения выше учитывается условие сохранения массы при химической реакции

При химической реакции масса не создается и не уничтожается, а происходит лишь превращение одного вещества в другое.

Вектор потока диффузии выглядит следующим образом

Уравнение изменения импульса для смеси можно записать в таком же виде как и для однокомпонентных систем

В тензор напряжений смеси входит сумма парциальных тензоров напряжений и тензор диффузионных напряжений

Для вычисления тензора диффузионных напряжений имеет место соотношение

Под знаком суммы здесь стоит диадное произведение двух векторов.

Пренебрегая эффектом объемной вязкости, для тензора напряжений смеси имеем соотношение

Здесь E — единичный тензор.

Полный вектор массовых сил, приходящийся на единицу объема смеси, определяется по формуле

Где сила, действующая на единицу массы i− вещества.

Введем полную энергию смеси

Уравнение изменения полной энергии смеси имеет вид

3 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

По кольцевому каналу с внешним диаметром в 0,1м движется детонационная волна по часовой стрелке.

В первом случае по кольцу течёт воздух. В сечении некоторая область в начальный момент времени задаётся с высоким давлением. Расчёт производится в программе ANSYS CFX. Рассматриваются образовавшиеся структуры волн.

Во втором случае в кольце происходит химическая реакция смеси воздуха и метана. Здесь так же рассматривается поведение волн в сечении.

И в третьем случае в кольце добавляется движущаяся стенка методом растворённых границ, которая в результате приводит поток в установившееся состояние.

Решается нестационарная задача.

Давление, температура, число Маха и для круга и для трубы

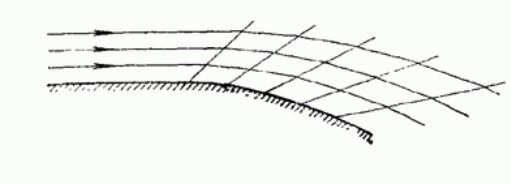
4 ОПИСАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Рассматривая полученную структуру потока воздуха по кольцевому сечению на рисунке 4.1 видны волны разряжения и сжатия. В остальной зоне располагается сверхзвуковой вихрь.

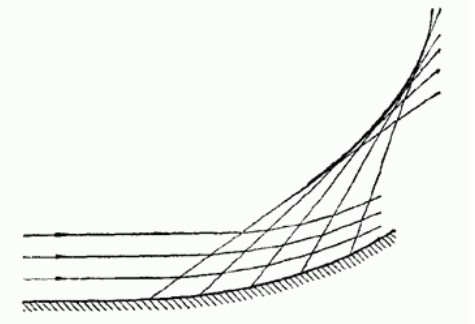
|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 4.1 – Детонационная волна |

В зоне «1» на рисунке 4.1 наблюдается течение Прандтля-Майера для выпуклой стенки. «2» – зона, где происходит волна сжатия, «3» – сверхзвуковой вихрь.

Зону 1 можно рассматривать как сверхзвуковое движение газа около выпуклой поверхности. Здесь поток ускоряется, число Маха растёт и линии возмущения расходятся веером.



В зоне 2 наблюдается картина обтекания вогнутой поверхности. Поток замедляется, число Маха убывает, углы линий возмущения с направлением потока возрастают, что приводит к взаимному пересечению линий возмущения и к образованию огибающей их в некотором удалении от поверхности тела. Эта огибающая представляет собой криволинейный скачок уплотнения, показанный жирной линией на рисунке:



Зона 3 описывается течением сверхзвукового вихря, который возникает из-за перепада давления [4].

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Глазырин Ф.Н. Диссертация на тему Исследование быстропротекающих процессов в течениях с ударными волнами цифровыми оптическими методами / Изд-во Московский государственный технический университет. – СПб., 2016. – 4 с.
2. <https://pikabu.ru/story/detonatsionnyiy_dvigatel_npo_quotyenergomashquot__proekt_quotifritquot_4614162>, дата посещения 10.12.2017
3. Емельянов В.Н., Анисимов В.А, Тетерина И.В. Моделирование высокоинтенсивных процессов 2013.
4. <http://books.sernam.ru/book_wg.php?id=60>, дата посещения 17.12.2017
5. Зельдович Я.Б. и Компанеец А.С. Теория детонации / Государственное издательство технико-теоретической литературы. – Москва, 1955.