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

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

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Факультет |  | А |  | Ракетно-космической техники |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Кафедра |  | А9 |  | Плазмогазодинамика и теплотехника |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Дисциплина |  | Энергетические установки | | |

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему

Методы теплозащиты гиперзвукового летательного аппарата

|  |
| --- |
|  |

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил студент группы | | | |  | | А9М41 |
| Вихрова И.А. | | | | | | |
| Фамилия И.О. | | | | | | |
| **РУКОВОДИТЕЛЬ** | | | | | | |
| Брыков Н.А. | |  |  | | | |
| Фамилия И.О. Подпись | | | | | | |
| Оценка |  | | | |  | |
| «\_\_\_\_\_» |  | | | | 20\_\_\_\_ г. | |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2018г.

СОДЕРЖАНИЕ

|  |  |
| --- | --- |
| Список условных обозначений………………………………………………. | 4 |
| Введение………………………………………………………………………. | 6 |
| 1 Методы тепловой защиты………………………………………………….. | 7 |
| 1.1 Пассивные методы теплозащиты………………………………………... | 9 |
| 1.1.1 Теплопоглащающие покрытия………………………………………… | 9 |
| 1.1.2 Радиационная тепловая защита………………………………………... | 11 |
| 1.1.3 Абляционные покрытия………………………………………………... | 13 |
| 1.2 Активные методы теплозащиты…………………………………………. | 16 |
| 1.2.1 Конвективное охлаждение……………………………………………... | 16 |
| 1.2.2 Заградительное охлаждение……………………………………………. | 17 |
| 1.2.3 Пленочное охлаждение………………………………………………… | 19 |
| 1.2.4 Пористое охлаждение…………………………………………………... | 20 |
| 2 Метод тепловой конверсии………………………………………………… | 21 |
| 3 Численное моделирование…………………………………………………. | 23 |
| 3.1 Постановка задачи ……………………………………………………….. | 24 |
| 3.2 Математическая модель………………………………………………….. | 25 |
| 3.3 Модели горения …………………………………………………………... | 27 |
| 3.4 Анализ результатов……………………………………………………….. | 30 |
| Заключение……………………………………………………………………. | 50 |

СПИСОК УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

Латинские символы:

коэффициент температуропроводности, м2/с;

–теплоемкость, Дж/(кг·К);

коэффициент диффузии;

энергия, Дж;

переменная смешения;

энтальпия, Дж;

единичный тензор;

кинетическая энергия турбулентности, Дж;

 – молярная масса газа, кг/моль;

масса, кг;

массовый расход, кг/c;

давление, Па;

– тепловой поток, ;

– универсальная газовая постоянная, Дж/(моль∙К);

– тензор скоростей деформации;

площадь поверхности, м2;

– температура, К;

– время, с;

компоненты вектора скорости, м/c.

Греческие символы:

– коэффициент теплопроводности, ;

толщина, мм;

𝜏 – тензор вязких напряжений;

– динамическая вязкость, ;

𝜈 – кинематический коэффициент вязкости, м2/с;

скорость диссипации кинетической энергии турбулентности, м/c;

*ρ* – плотность.

ВВЕДЕНИЕ

С середины прошлого века началось стремительное освоение гиперзвуковой скорости. Летательные аппараты, совершающие полет с гиперзвуковыми скоростями (ГЛА), могут быть применимы для исследования околоземного пространства и пассажирских перевозок, а также использоваться в военных целях.

При создании гиперзвукового летательного аппарата, возникает ряд важных проблем, которые необходимо решить. Одна из них - интенсивный аэродинамический нагрев, действующий на конструкцию аппарата достаточно продолжительное время. Данное тепловое воздействие – преграда, которую необходимо преодолеть при разработке ГЛА. Создание тепловой защиты является важной задачей при проектировании гиперзвукового летательного аппарата. В конструкторской практике применяются различные способы тепловой защиты. В данной работе рассматриваются наиболее популярные из них.

Целью работы является исследование методов тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов.

1 МЕТОДЫ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ

При полете на гиперзвуковой скорости в плотных слоях атмосферы кромки различных частей летательного аппарата нагреваются до температуры более 1500 ° C. В конструкции ГЛА появляются нежелательные тепловые изменения, так как, по сути, весь полет на нее действует такая температура.

На рисунке 1 представлен спектр ожидаемых температур поверхности гиперзвукового транспортного самолета, совершающего полет (М = 8) на высоте 27 км [1].

|  |
| --- |
| ÐÐ´Ð½Ð° Ð¸Ð· Ð¿ÑÐ¾Ð±Ð»ÐµÐ¼ Ð¿Ð¾Ð»ÐµÑÐ° Ð½Ð° ÑÐ²ÐµÑÑÐ·Ð²ÑÐºÐ¾Ð²ÑÑ ÑÐºÐ¾ÑÐ¾ÑÑÑÑ â Ð¸Ð½ÑÐµÐ½ÑÐ¸Ð²Ð½ÑÐ¹ Ð°ÑÑÐ¾Ð´Ð¸Ð½Ð°Ð¼Ð¸ÑÐµÑÐºÐ¸Ð¹ Ð½Ð°Ð³ÑÐµÐ² ÑÐ°Ð¼Ð¾Ð³Ð¾ Ð»ÐµÑÐ°ÑÐµÐ»ÑÐ½Ð¾Ð³Ð¾ Ð°Ð¿Ð¿Ð°ÑÐ°ÑÐ°. ÐÐ²ÐµÑÑÑ â ÑÐ¿ÐµÐºÑÑ Ð¾Ð¶Ð¸Ð´Ð°ÐµÐ¼ÑÑ ÑÐµÐ¼Ð¿ÐµÑÐ°ÑÑÑ Ð¿Ð¾Ð²ÐµÑÑÐ½Ð¾ÑÑÐ¸ Ð³Ð¸Ð¿ÐµÑÐ·Ð²ÑÐºÐ¾Ð²Ð¾Ð³Ð¾ ÑÑÐ°Ð½ÑÐ¿Ð¾ÑÑÐ½Ð¾Ð³Ð¾ ÑÐ°Ð¼Ð¾Ð»ÐµÑÐ° Ñ Ð³Ð¾ÑÑÑÐµÐ¹ ÐºÐ¾Ð½ÑÑÑÑÐºÑÐ¸ÐµÐ¹, ÑÐ¾Ð²ÐµÑÑÐ°ÑÑÐµÐ³Ð¾ ÐºÑÐµÐ¹ÑÐµÑÑÐºÐ¸Ð¹ Ð¿Ð¾Ð»ÐµÑ (Ð = 8) Ð½Ð° Ð²ÑÑÐ¾ÑÐµ 27 ÐºÐ¼ |
| Рисунок 1 – Спектр ожидаемых температур поверхности гиперзвукового транспортного самолета |

Естественно, что при создании гиперзвуковых аппаратов возникает необходимость решить эту проблему. Высокие температуры (выше 1600 °C) практически всех участков поверхности летательного аппарата исключают возможность использования для его конструкции традиционных металлов (алюминий, титан, сталь), так как превышают их температуру плавления (таблица 1). Поэтому для решения данной проблемы прибегают к использованию тепловой защиты летательного аппарата.

Таблица 1 – Свойства материалов

|  |  |
| --- | --- |
| Материал | Температура плавления, °C |
| Алюминий | 660 |
| Титан | 1668 |
| Сталь | 1520 |

Способы тепловой защиты поверхности разделяются на пассивные и активные, основные способы представлены на рисунке 2.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 2 – Основные способы теплозащиты поверхности летательных аппаратов |

В следующих разделах каждый из способов будет рассмотрен более подробно.

1.1 Пассивные методы теплозащиты

Воздействие теплового потока в пассивных методах тепловой защиты воспринимается с помощью сконструированной внешней оболочки или посредством специальных покрытий, которые наносятся на основную конструкцию. К пассивным методам относятся все способы охлаждения без подвода специального охладителя, например, разрушающиеся теплозащитные материалы (абляционные покрытия), излучающие покрытия, теплоизоляционные покрытия с низкой температуропроводностью [2], которые представлены на рисунке 3.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 3 – Возможные варианты пассивной теплозащиты |

1.1.1 Теплопоглощающие конструкции

Существуют, так называемые, теплопоглощающие конструкции или тепловые аккумуляторы, в которых подходящее к поверхности тепло поглощается толстой оболочкой. Такая конструкция изображена на рисунке 4.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 4 – Теплопоглощающая конструкция  (1 – теплопоглощающий материал, 2 – защищаемый объект) |

Классическая теория теплопроводности показывает, что равномерное распределение температуры между наружными и внутренними слоями возможно при критериях Био, меньших единицы

,

где – подведенный тепловой поток, – максимально допустимая температура стенки (температура плавления), – толщина стенки.

Чем меньше критерий Био, тем вероятнее, что тепло пройдет через стенку прежде, чем на ее поверхности будет достигнута температура разрушения.

Максимальное количество тепла, которое может поглотить такая теплопоглащающая система, определяется выражением

,

где – масса вещества, – теплоемкость, – начальная температура.

В таблице 1 приведены характеристики веществ, которые применяют в качестве теплопоглащающих материалов. На эффективность данного метода влияет величина удельной теплоёмкости материала конструкции, поглощающей тепло. По данным из таблицы 2 видно, что наиболее эффективен бериллий.

Таблица 2 – Свойства материалов, используемых в качестве поглотителей тепла

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Материал | 𝜆  при 20° C, Вт/(м·К) | *C*  при 20° C,  кДж/(кг·К) | *Tпл*, К | *Q* , кДж/кг | *ρ*  при 20° C, кг/м3 |
| Медь | 386 | 0,37 | 1370 | 450 | 8950 |
| Алюминий | 293 | 0,92 | 950 | 650 | 2700 |
| Железо | 78 | 0,45 | 1800 | 790 | 7870 |
| Молибден | 148 | 0,25 | 2990 | 975 | 10200 |
| Вольфрам | 150 | 0,08 | 3640 | 1790 | 19300 |
| Бериллий | 167 | 2,18 | 1640 | 3690 | 1820 |
| Графит | 130 | 1,63 | 3770 | 9550 | 2190 |

Но не стоит забывать, что так же важными факторами, которые стоит учитывать при выборе того или иного материала в качестве поглотителя тепла, являются его механическая прочность при высоких температурах, а также однородность [3].

1.1.2 Радиационная тепловая защита

Принцип тепловой защиты, основанный на переизлучении в окружающее пространство теплового потока, подходящего к внешней оболочке конструкции, которая создана из материала, сохраняющего прочность при больших температурах, называется – «радиационным» охлаждением. Между внешней высокотемпературной оболочкой и основной конструкцией размещается слой из лёгкого теплоизоляционного материала, поэтому теплоотвод внутрь защищаемой конструкции минимален.

В качестве конструкционных материалов для систем с радиационным охлаждением применяются тугоплавкие металлы – молибден, вольфрам и т.д. Для избавления от окисления в воздухе высокотемпературных металлов, систему радиационного охлаждения можно выполнить трехслойной (рисунок 5). Для этого несущий (конструкционный) слой из тугоплавкого металла покрывается различными силицидами (WSi2 , MoSi2) или окислами. Например, покрытие толщиной 50 мкм из MoSi2 обеспечивает защиту молибдена от окисления при температуре 1900 К в течении нескольких часов. С внутренней стороны покрытия наносится теплоизолятор (например, пенокерамика) [3].

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 5 – Трехслойная система радиационного охлаждения  (1 – защитный слой, 2 – слой металла, 3 – изоляция) |

Для защиты многоразового космического корабля «Буран», который представлен на рисунке 6, от солнечного излучения и аэродинамического нагрева, в основном, применялись два типа покрытий. Одно из этих покрытий (белого цвета) верхней части аппарата, использовалось как раз для защиты поверхности планера от солнечного излучения.

Впервые в нашей стране было создано неуносимое теплозащитное покрытие радиационного типа, удовлетворяющее таким техническим требованиям, как многократность использования (более 100 циклов), большой перепад температур эксплуатации (150 ° C … +1250 ° C) и имеющий коэффициенты теплопроводности 0,06 Вт/(м·К) при температуре равной 100 ° C и давлении – 760 мм. Рт. ст., 0,12 Вт/(м·К) при температуре – 1100 ° C и давлении равному 10 мм. Рт. ст.

|  |
| --- |
| http://www.buran.ru/images/jpg/bbur5.jpg |
| Рисунок 6 – многоразовый космический корабль «Буран» |

Радиационный метод теплозащиты может использоваться для теплозащиты внешних поверхностей аппаратов только в тех случаях, когда излучение от нагреваемой поверхности имеет свободный выход во внешнее пространство.

1.1.3 Абляционные покрытия

Достаточно большое распространение получила теплозащита с помощью разрушающихся покрытий. Согласно этому методу защищаемая конструкция покрывается слоем специального материала, часть которого под действием теплового потока может разрушаться в результате процессов плавления, испарения и химических реакций. При этом основная часть подводимого тепла расходуется на реализацию теплоты различных физико-химических превращений. Дополнительный заградительный эффект имеет место за счёт вдува во внешнюю среду сравнительно холодных газообразных продуктов разрушения теплозащитного материала.

Различают следующие виды абляционных материалов:

1. разлагающиеся (политетрафторэтилен, полиэтилен и др.);
2. сублимирующиеся (например,  графит при температурах около 3800 °С , давлениях до 10 Мпа и отсутствии окисляющего агента);
3. плавящиеся (кварц, пенокерамика и др.).

Абляционные материалы могут быть твердыми (на основе термореактивных синтетических смол и линейных полимеров) и эластичными (на основе нитрильного этиленпропиленового, синтетического изопренового каучука и др.). Стоит заметить, что армирование материалов волокнистыми наполнителями существенно улучшает их абляционные свойства. Свойства полимеров и наполнителей в дозвуковом газовом потоке представлены в таблицах 3-4.

Таблица 3 - Свойства полимеров

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Полимер | Линейная скорость уноса массы, мм/с | Время достижения 200 °С на обратной стороне образца, с |
| Полипропилен | 0,597 | 9,1 |
| Полиэтилен | 0,673 | 9,4 |
| Политетрафторэтилен | 0,523 | 11,8 |
| Фенольная смола | 0,157 | 37,0 |

Таблица 4 – Свойства наполнителей

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Наполнитель | Линейная скорость уноса массы, мм/с | Время достижения 200° С на обратной стороне образца, с |
| Стеклоткань | 0,112 | 48,0 |
| Графитовая ткань | 0,030 | 37,0 |
| Асбестовый войлок | 0,081 | 54,3 |

Этот вид теплозащиты используется для защиты от аэродинамического нагрева головных частей летательных аппаратов, входящих с большой скоростью в плотные слои атмосферы. На рисунке 7 представлен Спускаемый аппарат космического корабля «Восток-1», на внешней поверхности которого можно увидеть остатки абляционного покрытия чёрно-коричневого цвета.

|  |
| --- |
| https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/6/6d/Gagarin_Capsule.jpg |
| Рисунок 7 – Спускаемый аппарат космического корабля «Восток-1» |

Данный метод теплозащиты обладает повышенной надёжностью по сравнению с активными методами теплозащиты

1.2 Активные методы теплозащиты

В активных методах газообразный или жидкий хладагент не только подаётся к защищаемой поверхности и берёт на себя основную часть тепла, поступающего к поверхности, но и проникает в пограничный слой набегающего воздушного потока (эффект вдува).

Новые материалы предлагают хорошее охлаждение и теплозащиту при высоких температурах, но, как правило, относятся к абляционным материалам, которые при эксплуатации теряются, унося с собой тепло. Таким образом, исследования в основном сосредоточены на активном охлаждении корпуса летательного аппарата.

В зависимости от способа подачи охладителя к защищаемой поверхности различают несколько типов активной теплозащиты.

1.2.1 Конвективное охлаждение

Принцип конвективного, или как его еще часто называют регенеративного охлаждения, заключается в следующем: жидкий или газообразный охладитель пропускается через узкий канал («рубашку») вдоль внутренней (по отношению к подходящему тепловому потоку) стороны защищаемой поверхности.

Перепад температуры в стенке при заданной ее толщине определяется выражением

**.**

Тепловой поток определяется расходом теплоносителя , его теплоемкостью и перепадом температуры :

,

где – площадь теплоотдающей поверхности.

Среди газообразных охладителей чаще всего используют водород из жидкостей – воду, спирт и т.д.

При высоких температурах стенки для охлаждения могут применяться расплавленные металлы (натрий, литий), которые обычно подаются с помощью форсунок на охлаждаемую поверхность.

Системы конвективного охлаждения в зависимости от способа рассеяния тепла в окружающую среду подразделяются на замкнутые и разомкнутые. В замкнутой системе обязательно должен быть теплообменник, в котором охладитель, получающий тепло от горячей стенки, рассеивает его в окружающую среду или передает другому теплоносителю.

Для улучшения условий отвода тепла и снижения перепада температуры в стенке ее материал должен обладать большой теплопроводностью. Лучшими материалами для этих целей являются медь и молибден (таблица 1).

Данный способ теплозащиты применяется в стационарных энергетических установках, а также в камерах сгорания и соплах двигателей.

1.2.2 Заградительное охлаждение

В заградительном охлаждении — газообразный охладитель через щель в охлаждаемой поверхности подводится на внешнюю, «горячую», сторону, тем самым загораживает её от влияния высоких температур внешней среды (рисунок 8). Для теплозащиты больших поверхностей используют систему последовательно расположенных щелей, так как заградительный эффект струи охладителя уменьшается по мере её перемешивания с горячим газом.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 8 – Заградительное охлаждение |

Наиболее эффективным охладителями являются вещества, обладающие максимальной удельной теплоемкостью и образующие газообразные продукты с минимальной молекулярной массой. В таблице 5 приведены основные применяемые охладители.

Таблица 5 – Свойства охладителей

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Вещество | Молекулярная масса | Удельная теплоемкость  при =370 К,  кДж/(кг·К) |
| Водород | 2 | 14,45 |
| Гелий | 4 | 5,20 |
| Вода (пар) | 18 | 2,14 |
| Аммиак NH3 | 17 | 2,22 |
| Азот | 28 | 1,03 |
| Воздух | 29 | 1,00 |
| Метиловый спирт CH3OH | 32 | 1,72 |
| Аргон | 40 | 0,52 |
| Двуокись углерода | 44 | 0,91 |
| Глицерин C3H8O3 | 92 | 2,40 |

Этот метод применяется для теплозащиты камер сгорания и сопел воздушно-реактивных двигателей, причём в качестве охладителя используют забортный воздух.

1.2.3 Пленочное охлаждение

Плёночное охлаждение подобно заградительному и отличается лишь тем, что через щель (или несколько щелей) защищаемой поверхности подаётся жидкий охладитель, который образует на этой поверхности защитную плёнку (рисунок 9). По мере растекания вдоль поверхности жидкая плёнка испаряется и разбрызгивается. Поглощение подводимого к поверхности тепла в данном способе теплозащиты происходит за счёт нагревания и испарения плёнки жидкого охладителя, а также последующего нагрева его паров.

|  |
| --- |
| Безымянныmй.jpg |
| Рисунок 9 – Пленочное охлаждение |

Эффективность пленочного охлаждения зависит от способа подвода охладителя, угла подачи, свойств охладителя, состояния защищаемой поверхности (наличие загрязнений, шероховатость) и числа щелей на единицу длины поверхности. При увеличении числа щелей температура стенки становится более равномерной [3].

Применяется для защиты камер сгорания и сопел жидкостно-реактивных двигателей.

1.2.4 Пористое охлаждение

Существует еще один способ активной теплозащиты – пористое охлаждение (рисунок 10). Его принцип заключается в том, что охлаждаемую поверхность делают пористой или перфорированной и через нее равномерно подводится газообразный или жидкий охладитель. Проходя через поры, охладитель отбирает тепло от стенки, а оказавшись на поверхности, снижает интенсивность теплообмена между горячим газом и стенкой. Оба эти фактора ведут к понижению температуры пористой стенки.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 10 – Пористое охлаждение |

В качестве теплоносителя обычно используют газообразные вещества из-за более высоких рабочих температур и меньшего перепада давления при их течении через поры.

По расходу охладителя на единицу защищаемой поверхности пористое охлаждение более эффективно, чем рассмотренные ранее способы тепловой защиты. Но использование пористого охлаждение требует изготовления пористых стенок по довольно сложной технологии, также необходимо постоянно следить за тем, чтобы поры не засорялись. Поэтому данный метод чаще применяют тогда, когда предыдущие методы теплозащиты оказываются несостоятельными.

2 МЕТОД ТЕПЛОВОЙ КОНВЕРСИИ ТОПЛИВА

Серьезный интерес представляет термохимическое охлаждение элементов ГЛА, использующих в качестве охладителя компоненты топлива. Этот метода активного охлаждения получил название – тепловая конверсия топлива [3].

При нагреве теплоносителя происходят эндотермические реакции, протекающие с поглощением существенного количества тепла и повышающие теплоемкость и хладоресурс теплоносителя.

В методе тепловой конверсии используются углеводородные топлива. По сравнению с водородными системами, у них более сложная схема смешения, воспламенения и стабилизации горения в камере сгорания двигателя. Но, несмотря на недостатки углеводородные топлива дешевы и удобны в использовании, а их объемная теплотворная способность выше, чем у водорода.

Реакция взаимодействия углеводородов с водяным паром в общем виде может быть выражена уравнением:

CnHm + nH2O = nCO +((2m+n)/2)H2,

Ниже приведены реакции паровой конверсии этана, этилена, пропана, бутана и их тепловой эффект:

C2H6 + 2H2O = 2CO +5H2, ∆H= 347, 5 кДж,

C2H4 + 2H2O = 2CO +4H2, ∆H=226 кДж,

C3H8 + 3H2O = 3CO +7H2, ∆H=497, 69 кДж,

C4H10 + 4H2O = 4CO +9H2, ∆H=651, 27 кДж.

Одной из газофазных термохимических реакций, обладающих существенным тепловым эффектом и приемлемым уровнем скорости и температур протекания, является реакция паровой конверсии метана:

CH4 + H2O = CO +3H2, ∆H=206 кДж.

Реакция сопровождается интенсивным конвективным движением среды, что обеспечивает достаточно большие значения коэффициента теплопередачи и малое термическое сопротивление между средой и нагретой стенкой. В результате температура поверхности будет понижаться [4].

Более детально процесс тепловой конверсии топлива можно представить так: углеводородное топливо, поступающее из системы подготовки топлива, направляется по двум каналам. Основная часть идет в камеру сгорания. Меньшая часть направляется в термохимический реактор, одной из стенок которого является внутренняя стенка камеры сгорания. В термохимический реактор поступают также пары воды. Полученный в результате паровой конверсии водород смешивается с исходным топливом. Таким образом, в камеру сгорания попадает метан, обогащенный водородом, что повышает теплотворную способность топлива. Часть выделившейся энергии создает тепловой поток на стенку реактора, который и используется для проведения реакции паровой конверсии.  При этом происходит снижение температуры стенки камеры сгорания. Схема паровой конверсии представлена на рисунке 11.

|  |
| --- |
| тк.jpg |
| Рисунок 11 - Схема паровой конверсии топлива  1- камера сгорания; 2 – реактор углеводорода;3 – рубашка |

При скоростях входа гиперзвукового аппарата в атмосферу его конструкция нагревается не только конвективным тепловым потоком от раскаленного газа, но и за счет излучения сжатого слоя, лучистый тепловой поток от которого соизмерим с конвективным нагревом. Тепловые потоки, которые воздействуют на спускаемые аппараты при таких скоростях входа, превышают возможности радиационного охлаждения или аккумулирование, поэтому при данных условиях явно лучше использовать метод тепловой конверсии топлива [5].

3 ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

3.1 Постановка задачи

Для исследования поставленного круга задач необходимо уметь моделировать движение многокомпонентного химически реагирующего газа, поэтому для первого приближения решается двумерная осесимметричная стационарная задача о горения метана в воздухе.

Геометрия представляет собой прямоугольник длиной 3 м и высотой 0,5 м. В данной прямоугольной области содержится маленькое сопло высотой 0,05 м.

Граничные условия: слева – inlet, справа – outlet, сверху – wall, снизу – axis.

Геометрия, с нанесенной на нее расчетной сеткой представлена на рисунке 12. Сетка содержит 34 тысячи ячеек.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 12 – Геометрия с нанесенной расчетной сеткой |

Через маленькое сопло подается метан со скоростью = 30 м/с при температуре 800 К. Через большое сопло набегает воздух со скоростью 0,5 м/с при температуре =300 К. Продукты сгорания выходят через выходное отверстие.

3.2 Математическая модель

## В основе моделирования – численное решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса. Осредненные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого совершенного газа представлены в системе (1) и состоят из уравнений сохранения массы, импульса и энергии. Так же решается уравнение состояния (2):

|  |  |
| --- | --- |
|  | (1)  (2) |

где  – вектор скорости осредненного течения с компонентами  – молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений,   – полная энергия газа,  – его полная энтальпия,  – молекулярная и турбулентная составляющие вектора плотности теплового потока,  – температура,  – удельная теплоемкость газа при постоянном объеме,  – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении, – молярная масса газа, Дж/(моль∙К) – универсальная газовая постоянная.

Величины молекулярных составляющих тензора напряжений и вектора плотности теплового потока в системе уравнений (1) определяются с помощью реологического закона Ньютона (3) и закона Фурье (4):

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3) |
| , | (4) |

где   – тензор скоростей деформации, – единичный тензор, и  – коэффициенты молекулярной динамической вязкости и теплопроводности.

Величины турбулентных составляющих тензора напряжений и вектора плотности теплового потока в системе уравнений (1) определяются с помощью гипотезы Буссинеска (5) и закона Фурье (6):

|  |  |
| --- | --- |
|  | (5) |
|  | (6) |

где  – турбулентная вязкость среды,  – турбулентная теплопроводность,  – кинетическая энергия турбулентности.

Турбулентная теплопроводность может быть выражена через турбулентную вязкость и определяться по уравнению (7):

|  |  |
| --- | --- |
|  | (7) |

где – является турбулентным аналогом числа Прандтля.

При численном моделировании в программной среде Ansys Fluent используется модель , где решаются два дополнительных уравнения для расчета кинетической энергии турбулентности (8) и скорости её диссипации в тепло (9). По этим параметрам вычисляется турбулентная (вихревая) вязкость, которая затем добавляется в уравнение движения в системе (1).

|  |  |
| --- | --- |
|  | (8) |
|  | (9) |

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
|  |  |

Константы найдены на основе зависимости и струйных течений:

– генерационный член в уравнении для кинетической энергии.

3.3 Модели горения

В программной среде Ansys Fluent существует ряд моделей, которые используют для моделирования горения. К таким моделям относится, например, Non-Premixed Equilibrium Model – равновесная модель не перемешанных предварительно компонент. Примером горения без предварительного смешивания служат процессы в дизельных двигателях внутреннего сгорания. Данная модель основана на понятии переменной смешения , которая **представляет собой отношение массового расхода горючего компонента к суммарному массовому расходу компонентов горючего и окислителя :**

|  |  |
| --- | --- |
|  | **(8)** |

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

**При построении такой равновесной модели вводится ряд допущений и условий, в рамках которых она может быть использована:**

**1) потоки горючего и окислителя подаются раздельно в камеру сгорания;**

**2) равенство коэффициентов диффузии;**

**3) число Льюиса , где – коэффициент диффузии, – коэффициент температуропроводности. В рамках данного допущения интенсивности переноса массы примеси диффузией и переноса теплоты теплопроводностью одного порядка, уравнения диффузии и теплопроводности становятся идентичными, а профили избыточных концентраций и температур оказываются подобными [6].**

**Еще одной моделью горения является**Premixed Combustion Modelс заранее перемешанным турбулентным горением, которая основана на переменной скорости реакции.  В такой модели топливо и окислитель смешиваются на молекулярном уровне до воспламенения. Горение происходит в виде фронта пламени, распространяющегося в несгоревшие реагенты. Примером горения с предварительным смешиванием являются атмосферные двигатели внутреннего сгорания.

К данной модели применяются следующие ограничения:

1) не доступна ни с одним из решателей на основе плотности, только на основе давления;

2) действительна только для турбулентных, дозвуковых течений;

3) не доступна для моделирования горения с образованием загрязняющих веществ;

4) не доступна для моделирования реагирующих компонентов с дискретной фазой, так как это приводит к частичному смешиванию [7].

Partially premixed combustion model – модель с частичным предварительным смешиванием, является комбинацией Non-Premixed Equilibrium Model и Premixed Combustion Model. Данная модель представляют собой предварительно неоднородное смешивание топлива и окислителя [8].

Composition PDF Transport Model используется при моделировании химической кинетики турбулентных реагирующих потоков с конечной скоростью. С помощью соответствующего химического механизма могут быть предсказаны угасание и воспламенение пламени.

Ограничение, которое применяется к данной модели, заключается в том, что необходимо использовать решатель на основе давления, поскольку модель не доступна с решателем на основе плотности [9].

При моделировании задачи в данной работе была выбрана модель горения Species Transport Model, с помощью которой моделируется смешивание и перенос химических веществ путем решения уравнений сохранения, описывающих конвекцию, диффузию и источники реакции для каждого компонента. Для каждого компонента такое уравнение имеет вид (9):

|  |  |
| --- | --- |
| , | (9) |

где – массовая доля каждой компоненты,  – скорость образования – й компоненты химической реакции,   – скорость реакции с добавление дисперсной фазы.

– диффузия – й компоненты, которая определяется по формуле (10):

|  |  |
| --- | --- |
| , | (10) |

где – коэффициент диффузии  – й компоненты,  – турбулентное число Шмидта, – турбулентная вязкость.

Скорости реакции в уравнении  (9) , рассчитываются в Ansys FLUENT для турбулентных течений по одной из трех моделей:

1) Laminar finite-rate model: эффект турбулентных колебаний игнорируется, а скорости реакции определяются по уравнению Аррениуса. Модель точна для ламинарного пламени, но, как правило, неточна для турбулентного. Однако данная модель может быть приемлемой для горения с относительно медленным химическим взаимодействием.

2) Eddy-dissipation model: предполагается, что скорость реакции контролируется турбулентностью, поэтому можно избежать расчетов по формуле Аррениуса. Модель является вычислительно проще, чем две другие.

3) Eddy-dissipation-concept (EDC) model: предполагается, что реакция происходит в небольших турбулентных структурах.  Данная модель является расширением модели Eddy-dissipation model и подробно описывает химические реакции в турбулентных потоках, что делает расчет с применением этой модели достаточно длительным процессом [10].

Данные модели могут быть применимы в широком спектре задач, включая моделирование ламинарного или турбулентного горения с предварительно смешанными, предварительно не смешанными или частично предварительно смешанными топливом и окислителем.

3.4 Анализ результатов

В данной работе было произведено моделирование горения метана в воздухе с применением 3-х моделей:

1) Eddy-dissipation model;

2) Eddy-dissipation-concept (EDC) model;

3) Laminar finite-rate model.

Результаты расчета с применением Eddy-dissipation model приведены ниже на рисунках 13-18. На рисунке 13 показано распределение температуры по длине камеры сгорания, а на рисунках 14-21 приведено распределение массовой доли разных компонентов по длине камеры сгорания.

|  |
| --- |
| temperature.jpg |
| Рисунок 13 – Распределение температуры по длине камеры сгорания  (метан + воздух (0,5 м/c)) |

|  |
| --- |
| massfraction_ch4.jpg |
| Рисунок 14 – Распределение массовой доли CH4 по длине камеры сгорания (метан + воздух (0,5 м/c)) |

|  |
| --- |
| massfraction_co2.jpg |
| Рисунок 15 – Распределение массовой доли CO2 по длине камеры сгорания (метан + воздух (0,5 м/c)) |

|  |
| --- |
| massfraction_h2o.jpg |
| Рисунок 16 – Распределение массовой доли H2O по длине камеры сгорания (метан + воздух (0,5 м/c)) |

|  |
| --- |
| massfraction_n2.jpg |
| Рисунок 17 – Распределение массовой доли N2 по длине камеры сгорания (метан + воздух (0,5 м/c)) |

|  |
| --- |
| massfraction_o2.jpg |
| Рисунок 18 – Распределение массовой доли O2 по длине камеры сгорания (метан + воздух (0,5 м/c)) |

|  |
| --- |
| 0.png |
| Рисунок 19 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0 м) |
| 0.25.png |
| Рисунок 20 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,25 м) |

|  |
| --- |
| 0.5.png |
| Рисунок 21 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,5 м) |

По данным картинам видно, что происходит реакция горения метана в воздухе с выделением тепла, так же в ходе реакции образуются различные вещества, такие, как CO2, H2O, N2. На всех рисунках можно заметить влияние стенки на поток. Максимальная температура равна 2000 К, что соответствует температуре горения метана в воздухе.

Далее была решена задача с применением Eddy-dissipation-concept (EDC) model, распределение температуры по длине камеры сгорания представлено на рисунке 22, а распределение массовой доли различных компонентов по длине камеры сгорания в нескольких сечениях показано на рисунках 23-25.

|  |
| --- |
| temperature.jpg |
| Рисунок 22 – Распределение температуры по длине камеры сгорания  (метан + воздух (0,5 м/c)) |

|  |
| --- |
| 0.png |
| Рисунок 23 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0 м) |

|  |
| --- |
| 0.25.png |
| Рисунок 24 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,25 м) |
| 0.5.png |
| Рисунок 25 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,5 м) |

Как видно по данным рисункам, в ходе реакции происходит смешивание компонентов, но они не реагируют друг с другом. Модель Eddy-dissipation-concept (EDC) model не подходит для моделирования данного рода задач, так как реакция горения не происходит.

Результаты расчета с применением Laminar finite-rate model представлены ниже на рисунках 27-29.

|  |
| --- |
| temperature.jpg |
| Рисунок 26 – Распределение температуры по длине камеры сгорания  (метан + воздух (0,5 м/c)) |
| 0.png |
| Рисунок 27 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0 м) |
| 0.25.png |
| Рисунок 28 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,25 м) |
| 0.5.png |
| Рисунок 29 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,5 м) |

По картинам выше заметно, что горение не происходит, что было ожидаемо, так как данная модель применяется для ламинарных потоков, а для турбулентных она, как правило, неточна.

Проанализировав данные картины можно сделать вывод, что наиболее подходящей моделью является Eddy Dissipation.

**Влияние скорости вдува**

Определившись с моделью, было проведено исследование влияния скорости вдува на кинетику горения. Была решена задача горения метана в воздухе с разными скоростями воздуха. Все дальнейшие расчеты были проведены с применением Eddy Dissipation model. Результаты для скорости воздуха 20 м/с представлены на рисунках 30-32, а для скорости воздуха 50 м/с на рисунках 33-35.

|  |
| --- |
| temperature.jpg |
| Рисунок 30 – Распределение температуры по длине камеры сгорания  (метан + воздух (20 м/с)) |

|  |
| --- |
| 0.bmp |
| Рисунок 31 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0 м) |
| 0.25.bmp |
| Рисунок 32 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,25 м) |

|  |
| --- |
| temperature.jpg |
| Рисунок 33 – Распределение температуры по длине камеры сгорания  (метан + воздух (50 м/с)) |
| 0.bmp |
| Рисунок 34 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0 м) |

|  |
| --- |
| 0.25.bmp |
| Рисунок 35 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,25 м) |

Сравнивая рисунки 19 (0,5 м/с), 31 (20 м/с) и 34 (50 м/с) можно заметить, что при маленькой скорости концентрация O2 очень малая, а при увеличении скорости его содержание растет по длине камеры сгорания. С концентрацией H2O и CO2 дело обстоит иначе. При больших скоростях их концентрация практически нулевая, а при маленькой скорости на расстоянии 1,6 м от начала камеры сгорания их содержание достигает максимума, составляя примерно 0,1 , после чего плавно уменьшается до нуля на конце канала. Все это говорит о том, что скорость вдува влияет на распределение концентрации различных веществ по длине камеры сгорания и на то, на какой длине канала эти вещества начинают смешиваться и реагировать. Что является очень важным фактором, ведь от этого зависит то, какой должна быть длина канала.

**Исследование горения топливной пары керосин-воздух**

Так же в работе была решена задача горения керосина в воздухе. Через маленькое сопло подается керосин со скоростью = 30 м/с при температуре 480 К. Через большое сопло подается воздух со скоростью 0,5 м/с при температуре =300 К. Продукты сгорания выходят через выходное отверстие. Результаты показаны на рисунках 36-41.

|  |
| --- |
| temperature.jpg |
| Рисунок 36 – Распределение температуры по длине камеры сгорания (керосин + воздух (0,5 м/c)) |
| massfraction_c12h23.jpg |
| Рисунок 37 – Распределение массовой доли C12H23 по длине камеры сгорания (керосин + воздух (0,5 м/c)) |
| massfraction_co2.jpg |
| Рисунок 38 – Распределение массовой доли CO2 по длине камеры сгорания (керосин + воздух (0,5 м/c)) |
| massfraction_h2o.jpg |
| Рисунок 39 – Распределение массовой доли H2O по длине камеры сгорания (керосин + воздух (0,5 м/c)) |
| massfraction_n2.jpg |
| Рисунок 40 – Распределение массовой доли N2 по длине камеры сгорания (керосин + воздух (0,5 м/c)) |
| massfraction_o2.jpg |
| Рисунок 41 – Распределение массовой доли O2 по длине камеры сгорания (керосин + воздух (0,5 м/c)) |

После чего были решены задачи горения керосина в воздухе с разными скоростями воздуха. Результаты для скорости воздуха 20 м/с представлены на рисунках 42-44, а для скорости воздуха 50 м/с на рисунках 45-47.

|  |
| --- |
| temperature.jpg |
| Рисунок 42 – Распределение температуры по длине камеры сгорания (керосин + воздух (20 м/c)) |
| 0.png |
| Рисунок 43 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0 м) |
| 0.25.png |
| Рисунок 44 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,25 м) |
| temperature.jpg |
| Рисунок 45 – Распределение температуры по длине камеры сгорания (керосин + воздух (50 м/c)) |

|  |
| --- |
| 0.png |
| Рисунок 46 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0 м) |
| 0.25.png |
| Рисунок 47 – Распределение массовой доли компонентов по длине камеры сгорания (в сечении на высоте 0,25 м) |

В результате данных расчетов был получен опыт моделирования кинетики разных многокомпонентных химически реагирующих смесей, предлагаемых программной средой Ansys Fluent.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе было проведено исследование различных методов теплозащиты гиперзвукового летательного аппарата, изучены разные модели горения в программной среде Ansys Fluent и проведены расчеты с их применением. Также были решены задачи о горении различных топливных пар. В результате работы был получен навык моделирования кинетики многокомпонентной химически реагирующей смеси в программной среде Ansys Fluent.

Проанализировав все результаты, был сделан вывод о том, что модель горения Eddy Dissipation наиболее подходит для моделирования такого рода задач и будет использоваться в дальнейших расчетах.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Нужна тепловая защита: [Электронный ресурс] // ИНФОЛИО. 2018. URL: <https://scfh.ru/papers/iz-atmosfery-v-kosmos-vozdushno-kosmicheskiy-samolet-transport-budushchego/>. (Дата обращения: 28.10.2018);
2. Душин Ю. А., Работа теплозащитных материалов в горячих газовых потоках. Л., 1968;
3. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б., Тепловая защита. М., «Энергия», 1976;
4. Полежаев Ю.В., Фролов Г.А., Тепловое разрушение материалов. Киев: Из-во ИПМ НАНУ, 2005;
5. А.Л. Куранов, А.В. Корабельников, А.М. Михайлов, Принципы управления и моделирования тепловой защиты гиперзвукового летательного аппарата, Санкт-Петербург, Издательство Политехнического университета, 2014;
6. Ansys Help. Fluent. Theory Guide. Chapter 8: Non-Premixed Combustion;
7. Ansys Help. Fluent. Theory Guide. Chapter 9: Premixed Combustion;
8. Ansys Help. Fluent. Theory Guide. Chapter 10: Partially Premixed Combustion;
9. Ansys Help. Fluent. Theory Guide. Chapter 11: Composition PDF Transport;
10. Ansys Help. Fluent. Theory Guide. Chapter 7: Species Transport and Finite-Rate Chemistry.