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

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

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Факультет |  | «А» |  | ракетно-космической техники |
|  |  |  |
| Кафедра |  | «А9» |  | плазмогазодинамика и теплотехника |
|  |  |  |  |  |
| Дисциплина |  | Газодинамика и теплообмен в технологических процессах | | |

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему

Моделирование обтекания тела гиперзвуковым потоком

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил студент группы: | | | |  | | А9М42 |
| Алексеева Мария Михайловна | | | | | | |
|  | | | | | | |
| РУКОВОДИТЕЛЬ | | | | | | |
| к.т.н. Брыков Н.А. | |  |  | | | |
| Подпись | | | | | | |
| Оценка |  | | | |  | |
| «\_\_\_\_\_» |  | | | | 2018 г. | |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2018г.

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

*D* – диаметр, [м];

– число Кнудсена;

M – число Маха;

– мольная масса, [кг/моль];

– давление, [Па];

Re – число Рейнольдса;

*T* – температура, [К];

*q –* плотность теплового потока, [Вт/м2];

Греческие символы

υ – скорость полета, [м/с];

ρ – плотность, [кг/м³];

Сокращения

АКС – авиационно-космическая система;

ГЛА – гиперзвуковой летательный аппарат;

ГПВРД – гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель;

ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;

ЛА – летательный аппарат;

ЛТХ – летно-технические характеристики;

МТКК – многоразовый транспортный космический корабль;

НУ – нормальные условия;

ПС – пограничный слой;

СК – система координат;

УВ – ударная волна;

СОДЕРЖАНИЕ

[ВВЕДЕНИЕ 5](#_Toc532998139)

[1. ГИПЕРЗВУКОВЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ 7](#_Toc532998140)

[1.1 Гиперзвуковые самолеты 9](#_Toc532998141)

[1.2 Гиперзвуковые беспилотные самолеты 12](#_Toc532998142)

[1.3 Гиперзвуковые ракеты и боевые блоки 14](#_Toc532998143)

[1.4 Гиперзвуковые ступени АКС и МТКК 18](#_Toc532998144)

[2. ОСОБЕННОСТИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПОЛЁТА 21](#_Toc532998145)

[2.1 Роль разреженности среды 21](#_Toc532998146)

[2.2 Газодинамика и тепло-массообмен внешнего обтекания тел гиперзвуковым потоком 22](#_Toc532998147)

[2.3 Математическая модель 25](#_Toc532998148)

[3. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ 31](#_Toc532998149)

[3.1 Постановка задачи и расчетная сетка 31](#_Toc532998150)

[3.2 Результаты работы программы 32](#_Toc532998151)

[ЗАКЛЮЧЕНИЕ 36](#_Toc532998152)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ 37](#_Toc532998153)

# ВВЕДЕНИЕ

В середине 20 века началось стремительное освоение гиперзвуковой скорости. Преодоление гиперзвуковых скоростей является следующим шагом в освоении новых пределов скорости звука. ЛА, развивающие гиперзвуковую скорость, могут применяться в различных областях: для исследования атмосферы, разведки, освоения космоса, а также использоваться в военных целях.

Основная сложность в конструировании гиперзвуковых ЛА – создание двигателя, который сможет быть достаточно энергоэффективным. Важной проблемой при гиперзвуковом обтекании является выстраивание необходимой тепловой защиты аппарата. При гиперзвуковом полёте возникает скачок уплотнения перед ЛА, при прохождении через который нагревается объем газа, а этот нагрев сопровождается ионизацией и диссоциацией. В настоящее время возможно производить численные эксперименты, позволяющие получить необходимые данные для усовершенствования или создания нового гиперзвукового ЛА, которым можно будет маневрировать (в отличие от его предшественников – баллистических ракет). Но в данном методе встречается ряд трудностей: движение газа определяется не только температурными и скоростными полями, но и химическими процессами. Поэтому для получения ясной картины обтекания тела гиперзвуковым потоком, необходимо создать полную математическую модель процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности тела при полете в атмосфере на больших высотах.

На больших высотах в атмосфере имеется ряд специфических особенностей. В условиях полета в разряженной атмосфере необходимо оценить возможность применения модели сплошности среды и системы уравнений Навье-Стокса. Кроме того, в сжатом и пограничном слое газ теряет свойства идеального газа, в процессе теплообмена необходимо учитывать свойство каталитичности, необходимо учесть химические реакции, протекающие в набегающем потоке. Данные цели и задачи рассматриваются в работе с помощью пакета программ инженерного анализа и обработки результатов.

# ГИПЕРЗВУКОВЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

Гиперзвуковой летательный аппарат – летательный аппарат, способный осуществлять полет в слоях атмосферы с гиперзвуковой скоростью (M≥5), а так же маневрировать при помощи аэродинамических сил.

В истории ГЛА были реализованы в виде нескольких испытательных самолётов, беспилотных летательных аппаратов и орбитальных ступеней-космопланов многоразовых космических кораблей.

Во время Второй мировой войны в нацистской Германии австрийский ученый доктор Ойген Зенгер создал проект высокоточного частично-орбитального бомбардировщика-космолета (рис. 1). Этот проект имел название «Зильберфогель» и являлся одним из первых детальных проектов ГЛА.

|  |
| --- |
| https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/8/8f/Silbervogel.jpg |
| Рисунок 1 – «Зильберфогель» |

Бомбардировщик был 28 метров в длину, размах крыльев достигал 15 м, а полный стартовый вес составлял 100 тонн, т.е. ЖРД должен был развивать тягу до 100 тонн. Бомбардировщик должен был стартовать с катапультной установки длиной до 3 км, скорость его должна была быть 6400 м/с, а рассчитанная высота полета – 260 км, но проект не был реализован.

Во время Холодной войны началось соревнование за освоение гиперзвуковых скоростей. Новым этапом в развитии технологий гиперзвука стали исследовательские проекты по созданию авиационно-космических систем, которые совмещали в себе возможности авиации (пилотаж и манёвр, посадка) и космических аппаратов (выход на орбиту, орбитальный полет, спуск с орбиты).

Далее будут рассмотрены некоторые реальные проекты ГЛА. Для удобства, основные характеристики сведены в таблицу 1.

Таблица 1

| ГЛА | Стартовый вес | Развиваемая скорость | Габариты | Способ взлета | Максималь-ная высота полета |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| North American X-15 | Свыше 15 тонн | До 7274 км/ч | Длина – 15,24 м | С помощью самолета-носителя | До 107 км |
| Орбитальный самолет-космоплан системы «Спираль» | 10 тонн | 26460 км/ч | Длина – 8 м, размах крыльев – 7,4 м | С помощью самолета-носителя и реактивной ступени | 150 км |
| X-20 «Dyna Soar» | 5,165 тонн | 26460 км/ч | Длина – 10,77 м, размах крыльев – 6,35 м | С помощью ракеты-носителя | 160 км |
| Boeing X-43 | 1,4 тонн | 11850 вм/ч | Длина – 3,66 м, размах крыльев – 1,52 м | С помощью самолета-носителя | Свыше 30 км |
| SHEFEX II | 6,8 тонн | 12000 км/ч | Высота –12,7 м, длина носовой части – 2,1 м | Две разгонные ступени | 200 км |
| x-90 | 15 тонн | 6100 км/ч | Длина –11 м, размах крыла – 7 м | Самолет-носитель | 20 км |
| x-51 Waverider | 1,8 тонн | 8280 км/ч | Длина – 7,9 м | Самолет-носитель | 30 км |
| DARPA Falcon HTV-2 | 1,7 тонн | 28080 км/ч | Длина – 1,6 м | Ракета-носитель | Верхние слои атмосферы |
| Циркон | 200 кг | Примерно 8000 км/ч | Длина – 8-10 м | Пусковая установка | 30-40 км |
| Кинжал | 500 кг | 12000 км/ч | Длина около 7 м | Самолет-носитель | Граница стратосферы |
| Boeing X-37 | 5 тонн | 28163 км/ч | Длина – 8,9 м, размах крыльев – 4,5 м | Самостоятельно | от 200 до 750 км |
| Буран | 105 тонн | 27000 км/ч | Длина – 36,4 м, размах крыльев – 24 м, высота на шасси 16 м | Ракета-носитель | Орбита |

## Гиперзвуковые самолеты

В США в 1950-е годы появилась программа разработки и полетов экспериментального самолета-ракетоплана North American X-15 (рис. 2)

|  |  |
| --- | --- |
| https://thehighfrontier.files.wordpress.com/2016/05/3_view.png | |
| Рисунок 2 – North American X-15 | |
| Первый и в течение 40 лет единственный в истории пилотируемый ГЛА-самолёт, совершавший суборбитальные пилотируемые космические полёты. При полете X-15 развивал скорость до 6,72 чисел Маха и мог выдерживать температуры до 650 °C. В носовой части фюзеляжа предусмотрен герметизированный отсек для летчика и оборудования. Наружная обшивка состояла из «инконеля Х». Старт X-15 осуществляется из-под крыла реактивного бомбардировщика B-52.  Аналогичными проектами являются авиационно-космическая система «Спираль» (1970 г) и X-20 Dyna-Soar (1960-е гг). Система «Спираль» (рис. 3) состояла из орбитального самолета, который должен был выводиться в космос с помощью гиперзвукового самолета-разгонщика, а затем реактивной ступенью на орбиту. | |
| https://sibac.info/sites/default/files/files/2013_04_01_NaturMath/3.4_Hlopkov5.files/image001.jpg | |
| Рисунок 3 – Система «Спираль» |  |

Мощный воздушный корабль-разгонщик (вес 52 т, длина 38 м, размах крыла 16,5 м) должен был разгоняться до числа Маха равным 6, а затем с его «спины» на высоте 28-30 км должен был стартовать 10-тонный пилотируемый орбитальный самолёт. Самолёт-разгонщик был первым технологически-революционным детальным проектом гиперзвукового летательного аппарата с воздушно-реактивными двигателями, а орбитальный самолет-космоплан по проекту – это ЛА со стреловидным крылом с рулями высоты. Теплозащита орбитального самолета состояла из плакированных пластин (ниобиевый сплав с покрытием на основе дисилицида молибдена) и должна была выдержать до 1600°C. Для экстренного спасения пилота предусматривалось отделение его кабины-капсулы. Со временем проект казался все более технологически рискованным и работы по его разработке и исследованию были прекращены.

Космический перехватчик-разведчик-бомбардировщик X-20 «Dyna Soar» представлен на рисунке 4.

|  |  |
| --- | --- |
| https://i.pinimg.com/originals/58/9a/34/589a347e3131158fec804a489f2a43cb.jpg | |
| Рисунок 4 – X-20 «Dyna Soar» |  |

X-20 был выполнен по аэродинамической схеме орбитального самолета и являлся многоразовым. Конструкция аппарата была выполнена из тугоплавких металлов и сплавов, а сброс тепла происходил излучением. Выведение аппарата на орбиту предполагалось различными модификациями ракеты-носителя «Титан». Однако по многим причинам проект был закрыт

В настоящее время разрабатываются программы суборбитальных пилотируемых космических кораблей многоразового использования SpaceShipOne и SpaceShipTwo. Они подразумеваются для туристических задач и исследования атмосферы.

## Гиперзвуковые беспилотные самолеты

Первый полет беспилотного экспериментального ГЛА Boeing X-43 (рис 5) произошел в июне 2001 года. Самолет с ГПВРД построен по существующей программе NASA «Hyper-X».

|  |  |
| --- | --- |
| https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Graphics/X-43A/Large/EG-0098-01.jpg | |
| Рисунок 5 – Boeing X-43 |  |

Во время полета ЛА испытывает высокие тепловые нагрузки, поэтому необходимо, чтобы передние кромки двигателя охлаждались. Корпус выполнен из стали и алюминия, которые защищены плитами с теплоизоляцией из глинозема, носовая часть выполнена из вольфрама, а кромки вокруг головной части и управляющие поверхности выполнены из углеродных композитов. Для вывода на необходимую высоту и скорость использовался разгонный блок ракеты Пегас.

SHEFEX II (рис. 6) является усовершенствованным SHEFEX I, разработка которых началась в начале 2000-х.

|  |
| --- |
| https://www.dlr.de/dlr/en/Portaldata/1/Resources/bilder/portal/portal_2012_4/scaled/Shefex_andoya_l.jpg |
| Рисунок 6 – SHEFEX II |

Германский центр авиации и космонавтики разработал экспериментальный суборбитальный беспилотный гиперзвуковой ракетоплан-прототип аэрокосмических систем. Аппарат имеет особое покрытие ребристой носовой части (выполнена из усиленной углеродными волокнами керамики и пористая), что позволяет при вхождении в атмосферу выпускать из носовой части газ, который окутывает переднюю часть ЛА для охлаждения. Это позволит избежать уноса материала, что даст возможность многоразового использования.

В настоящее время в России проходят испытания нового гиперзвукового самолета Ю-71, способного развить скорость свыше 11000 км/ч.

## Гиперзвуковые ракеты и боевые блоки

Маневрирующая гиперзвуковая крылатая ракета x-90 (рис. 7) является гиперзвуковым эксперементальным ЛА с прямоточным двигателем. Разработки велись с начала 1970-х гг в СССР.

|  |
| --- |
| https://topwar.ru/uploads/posts/2011-05/1305619454_260111_krylataya-raketa-kh-90-koala-novoe-superoruzhie-rossii_01.jpg |
| Рисунок 7 –х-90 |

Старт предполагался с самолета-носителя ТУ-160 на высоте 7-20 км. В это время раскрываются треугольные крылья и хвостовое оперение. Далее включается твердотопливный ускоритель, а после достижения сверхзвуковой скорости включается маршевый двигатель. Проведенные испытания показали хорошие результаты, однако на вооружение снаряд так и не поступил.

Гиперзвуковая крылатая ракета США x-51 Waverider (рис. 8) имеет силовую установку в виде углеводородного ГПВРД, которая включается после твердотопливного ускорителя.

|  |
| --- |
| https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/1/11/X-51A_Waverider_under_wing_of_B-52_%28090717-F-0289B-222%29.jpg/1200px-X-51A_Waverider_under_wing_of_B-52_%28090717-F-0289B-222%29.jpg |
| Рисунок 8 – x-51 Waverider |

Запуск аппарата предусмотрен с самолета-носителя Боинг -52H на высоте 15 км при числе Маха M. ЛА выполнен из обычных металлов, носовая часть выполнена из вольфрама и покрыта теплоизоляционным покрытием из диоксида кремния. От тепловых нагрузок защищен еще двумя типами защиты: пеной и плиткой. В мае 2010 года состоялся первый успешный полет ракеты.

Экспериментальный управляемый боевой блок DARPA Falcon HTV-2 (рис. 9) доставляется в верхние слои атмосферы с помощью ракетоносителя Минотавр-4.

|  |
| --- |
| https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/4/4e/Speed_is_Life_HTV-2_Reentry_New.jpg |
| Рисунок 9 – DARPA Falcon HTV-2 |

Предполагается, что Falcon HTV-2 может выдерживать нагрев до 1930 °C. На данный момент боевой блок прошел ряд летных испытаний, но на выполнение своих задач он не способен.

В настоящее время в России приняты на вооружение гиперзвуковые ракеты Циркон (рис. 10) и Кинжал (рис. 11)

|  |
| --- |
| 5634636737 Ð¢Ð°ÐºÑÐ¸ÐºÐ¾-ÑÐµÑÐ½Ð¸ÑÐµÑÐºÐ¸Ðµ ÑÐ°ÑÐ°ÐºÑÐµÑÐ¸ÑÑÐ¸ÐºÐ¸ ÑÐ°ÐºÐµÑÑ Â«Ð¦Ð¸ÑÐºÐ¾Ð½Â» ÐÐ°ÑÐ¸ÑÐ° ÐÑÐµÑÐµÑÑÐ²Ð° |
| Рисунок 10 – Циркон |

|  |
| --- |
| https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/c/c4/2018_Moscow_Victory_Day_Parade_66.jpg |
| Рисунок 11 – Кинжал |

Поскольку они являются новыми разработками в России, то достоверная информация о них засекречена.

## Гиперзвуковые ступени АКС и МТКК

Boeing X-37 (рис. 12) был создан для испытания будущих технологий и является экспериментальным орбитальным самолетом.

|  |  |
| --- | --- |
| https://topwar.ru/uploads/posts/2013-12/1387413122_x-37b2.jpg | |
| Рисунок 12 – Boeing X-37 |  |

Работы над его созданием начались в 1999 году. Предполагалось, что Boeing X-37 должен доставлять грузы в космос и возвращать, а также выполнять разведывательные задачи. Аппарат оборудован панелями солнечных батарей и литий-ионными аккумуляторами. В хвосте X-37B установлен ракетный двигатель, работающий на перекиси водорода и

Орбитальный корабль-ракетоплан МТКК Буран был создан в рамках программы «Энергия-Буран» и совершил свой единственный полет в ноябре 1988 года в автоматическом режиме без экипажа.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 13 – Буран |

В носовой части располагается герметичная кабина для экипажа. Крыло имеет треугольную форму с двойной стреловидностью и аэродинамические органы управления, которые работают в плотных слоях атмосферы. Использована объединенная двигательная установка, которая включает топливные баки окислителя и горючего со средствами заправки, термостатирования, наддува, забора жидкости в невесомости, аппаратурой системы управления. Были разработаны специальные огнеупорные материалы для обшивки корпуса. В отличие от Спейс Шаттла, Буран мог совершать посадку в автоматическом режиме и имел систему экстренного спасения экипажа. Технические решения, полученные при проектировании Бурана, были применены в ракетно-космической технике в мире.

За более чем полувековую историю наука совершила большой скачок в разработке и развитии ГЛА. Развитые страны продолжают вести разработку все более усовершенствованных ЛА, способных развивать гиперзвуковую скорость.

# ОСОБЕННОСТИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПОЛЁТА

Задача обтекания ГЛА является сложной и многопараметрической задачей. При гиперзвуковых скоростях аэродинамические характеристики ЛА и его элементов влияют на характеристики силовой установки из-за возникновения интенсивных ударных волн. Тепловая нагрузка на обтекаемой поверхности ГЛА, которая возрастает при уменьшении радиуса скругления частей ЛА, играет не мало важную роль.

На больших высотах полета (более 60 км) из-за разряженной атмосферы необходимо проверять возможность применения модели сплошной среды и системы уравнений Навье-Стокса. Параметры потока за скачком определяются не только уравнением температуры, но и зависят от давления. Самой большой сложностью является учет объемных неравновесных химических реакций, которые происходят в сжатом химически активном ПС. Также необходимо учитывать каталитичность омываемой поверхности, а при скоростях свыше 10000 м/с теплообмен на поверхности ЛА происходит с учетом неравновесного излучения ударной волны и сжатого слоя.

## 2.1 Роль разреженности среды

На больших высотах воздух представляет собой достаточно разреженную среду, в которой длина свободного пробега молекул может быть весьма значительной и сравниваться с характерным размером тела (или даже превышать его) [1]. Предельными вариантами течения являются свободно-молекулярный режим течения и режим течения сплошной среды. Свободно-молекулярный режим обтекания характерен для полета в верхних слоях атмосферы, на орбитальном участке полета.

Характеристикой разреженности среды является число Кнудсена , которое является мерой разреженности газа и представляет собой отношение средней длины свободного пробега молекул λ к характерному размеру течения *L*:

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

Данный критерий используется для проверки применимости модели сплошной среды, что дает оценку возможности использования системы уравнений Навье-Стокса. ГЛА применимы в верхних слоях атмосферы, где набегающий поток является разряженным и условие сплошности среды может не выполняться. В представленной таблице 2 показана возможность применения модели сплошной среды в зависимости от критерия Кнудсена.

Таблица 2 – Применимость модели сплошной среды в численном моделировании.

|  |  |
| --- | --- |
| Значение критерия Кнудсена | Возможность применения |
|  | Система уравнений Навье-Стокса применима; на твердых стенках используется условие прилипания и непротекания. |
|  | Система уравнений Навье-Стокса применима; на стенках используется условие «стенка с проскальзыванием». |
|  | Режим свободного молекулярного течения, система уравнений Навье-Стокса не применима. |

Температура, давление, концентрация частиц, средняя длина свободного пробега на определенной высоте определяются по ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры» [2].

## 2.2 Газодинамика и тепло-массообмен внешнего обтекания тел гиперзвуковым потоком

В сжатом и пограничном слоях при обтекании тела гиперзвуковым потоком газ становится химически активным, происходят реакции диссоциации и рекомбинации. Таким образом, тепло-массообмен интенсифицируется между потоком и поверхностью тела. Также воздух перестает подчиняться законам термодинамики идеального газа и считается реальным химически активным, многокомпотентным газом, что приводит к необходимости решения уравнений Максвелла.

В данной работе для упрощения рассматривалась пятикомпонентная воздушная смесь (химические компоненты: ). Для определения её влияния на аэродинамические и теплофизические характеристики, проводились расчет в воздушной среде, подчиняющейся законам совершенного газа.

Уравнение состояние *i*-ой компоненты смеси вычисляется по формуле:

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

где – парциальное давление *i*-ой компоненты смеси, – индивидуальная газовая постоянная, – универсальная газовая постоянная,  – мольная масса *i*-ой компоненты смеси.

Таким образом, плотность всей смеси:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3) |

где , , где массовая концентрация *i*-ой компоненты смеси , тогда газовая постоянная смеси .

Термодинамическая энтальпия смеси находится по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (4) |

где термодинамическая энтальпия *i*-ой компоненты , в которой удельная изобарная теплоемкость *i*-ой компоненты задана по кусочно-линейному закону в виде функции от температуры и давления. Таким образом, средняя удельная теплоемкость газовой смеси определяется по формуле 5:

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

Теплопроводность *i*-ой компоненты и газовой смеси вычисляются по формулам:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (6) |
|  | (7) |

где – мольная концентрация *i*-ой компоненты, – динамическая вязкость *i*-ой компоненты, вычисленная в первом приближении по формуле Сатерленда (8 формула), параметр определен по формуле 9:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (8) |
|  | (10) |

где – динамическая вязкость *i*-ой компоненты при нормальных условиях,  – статическая температура, – температура при НУ,  – константа Сатерленда. Тогда динамическая вязкость газовой смеси:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (11) |

Для каждой компоненты смеси задаются значения энтропии и энтальпии при НУ. Коэффициент бинарной диффузии определяется с помощью модифицированного соотношения Чепмена-Энскога [3].

Если принимать во внимание лучистый теплообмен, необходимо исследуемое тело принимать как серое тело, то есть учитывать закон Больцмана.

## 2.3 Математическая модель

Один из способов описания турбулентных течений основан на использовании уравнений Навье-Стокса осредненных по Рейнольдсу. [4].

Осредненные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого совершенного газа (знаки осреднения опущены) представлены в системе уравнений (12) и состоят из уравнений сохранения массы, импульса и энергии:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (12) |

где  – вектор скорости осредненного течения с компонентами  – молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений,   – полная энергия газа,   – его полная энтальпия,  – температура,  – удельная теплоемкость газа при постоянном объеме,  – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении, – газовая постоянная, – гравитационная сила, – внешние силы, - эффективный коэффициент теплоотдачи, – диффузионный член, – энтальпия образования компонента, – источниковый член энергии (позволяет учесть процесс образования и поглощения тепловой энергии).

Система уравнений (12) является незамкнутой, поэтому необходимо использовать дополнительно модель турбулентности.

Для проведения численного моделирования используется модель турбулентности Transition SST (Модель Ментера), которая представляет собой симбиоз и моделей турбулентности. Используемая модель обеспечивает наиболее точные результаты при расчете вблизи стенок [4,5]. В свободном потоке при расчете течения используются уравнения модели , а уравнения модели используются в области около стенок. Пристеночные функции не применяются. Недостатками данной модели являются высокие требования к вычислительной мощности и медленная сходимость.

Система расширяется двумя дополнительными уравнениями переноса: уравнение переноса для перемежаемости турбуленции и уравнение критерия начала перехода в единицах толщины потери импульса чисел Рейнольдса

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13) |
|  | (14) |

Воздух представляет собой смесь газов, свойства которых при высоких температурах различаются. Равновесный состав воздуха меняется с изменением температуры, что необходимо учитывать при движении высокоскоростного объекта в плотных слоях атмосферы. В соответствии с этим воздух, в зависимости от температуры, будет представить различные смеси [6].

Наиболее популярные в расчетных алгоритмах (в зависимости от температуры) следующие модели воздуха [7]: пятикомпонентная, семикомпонентная и одиннадцатикомпонентная смесь. При этом по мере необходимости рассматриваются и более точные модели.

Модель пяти компонент (O2, N2, NO, O, N), учитывающая реакцию диссоциации кислорода и азота и реакцию образования окиси азота.

Семикомпонентная модель (O2, N2, NO, O, N, NO+, e−) учитывает возможность появления электронной компоненты в силу ионизации окиси азота.

Одиннадцатикомпонентная модель (O2, N2, NO, O, N, NO+, , , O+, N+, e−) учитывает возможность ионизации атомарных и молекулярных составляющих.

Рассмотрим более подробно пятикомпонентную смесью, где эффекты диссоциации и рекомбинации учитываются с помощью модели конечной скорости химической реакции, где временной масштаб протекания химических процессов принимается за характерный временной масштаб потока при условии гиперзвуковых скоростей, т.е. применяется модель неравновесной химии.

На первом этапе работы исследуется пятикомпонентная смесь (три реакции диссоциации и две обменные реакции), некоторые реакции реализованы с участием третьих тел M (под M понимается любая из частиц, присутствующих в смеси, так называемый «ударный партнер») (таблица 3).

Таблица 3

|  |  |
| --- | --- |
| 1 |  |
| 2 |  |
| 3 |  |
| 4 |  |
| 5 |  |

Теоретические положения теории термической диссоциации не дают достаточно точных данных для констант скоростей реакций, поэтому основным источником данных является эксперимент. Имеются достаточно апробированные данные для рассматриваемой группы реакций [8,9,10]. В общем случае для реакций с ударным партнером константа скорости будет зависеть от конкретного вида ударной частицы, поэтому для каждой реакции ударной диссоциации необходимо представлять её в виде совокупности реакций с каждым отдельным ударным партнером (это связано с тем, что эффективные сечения столкновений зависят от конкретного вида участвующими в столкновении частиц).

Для приближенного описания кинетического процесса такого разделения не производят, под партнером понимают все присутствующие в смеси частицы и вводят обобщенный коэффициент скорости реакции. Сводка наиболее вероятных значений констант скоростей прямых реакций приведена в [11]. Скорости обратных реакций определяют из констант скоростей прямых реакций и константы равновесия соответствующей реакции, которая достаточно просто рассчитывается из общих термодинамических соображений для равновесного состояния.

Уравнение переноса массы *i*-ой компоненты смеси (слева направо: нестационарный переноса массы, конвективный перенос массы, диффузионный перенос массы, источник массы и прочие источники массы):

|  |  |
| --- | --- |
|  | (15) |

где – диффузионный поток *i*-ой компоненты, – скорость образования *i*-ой компоненты за счет наличия дополнительных источников, – скорость образования *i*-ой компоненты в химических реакциях, определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (16) |

где – мольная масса *i*-ой компоненты смеси, – количество химических реакций, – мольная скорость образования/распада *i*-ой компоненты в реакции , вычисленная по уравнению 17 химической кинетики скорости образования *i*-ой компоненты в ходе неравновесной химической реакции:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (17) |

где – коэффициент, учитывающий влияние третьих тел на скорость химических реакций, – показатель степени для продукта в реакции ,  – стехиометрический коэффициент для реагента в реакции , – константы скорости прямой и обратной реакций соответственно, – мольная концентрация компонента в реакции , – показатель степени для реагента в реакции , – эффективность компонента в реакции как третьего тела.

В таблице 4 представлена эффективность каждого химического компонента в качестве третьего тела (за единицу принята эффективность аргона).

Таблица 4

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № реакции |  |  |  |  |  |
| 1 | 5 | 2 | 2 | 2 | 25 |
| 2 | 2 | 5 | 2 | 3 | 5 |
| 3 | 2 | 2 | 2 | 5 | 5 |

Константы скорости прямой и обратной реакций вычисляются по выражению Аррениусовского типа:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (18) |

где – предэкспоненциальный фактор, – температурный показатель,  – энергия активации реакции. Эти коэффициенты, полученные эмпирическим путем, представлены в таблице 5.

Таблица 5

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № реакции |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 2,5005е+13 | -0,5 | 4,9365е+08 | 8,9е+11 | -0,44 | 0 |
| 2 | 2,0004е+18 | -1,5 | 9,4177е+08 | 1,91е+17 | -1,57 | 0 |
| 3 | 5,5042е+17 | -1,5 | 6,2782е+08 | 1,67е+17 | -1,52 | 0 |
| 4 | 3,1999е+06 | 1 | 1,6365е+08 | 2,67е+07 | 0,92 | 2,9486е+07 |
| 5 | 6,8027е+10 | 0 | 3,1395е+08 | 2,1е+10 | -0,04 | 0 |

Для решения системы уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу применяется связанный решатель. Также учитывается лучистый теплообмен с помощью модели дискретных ординат (DO)

|  |  |
| --- | --- |
|  | (19) |

где – вектор положения, – направляющий вектор, – вектор направления рассеивания, – коэффициент поглощения, – показатель преломления, – коэффициент рассеивания, – постоянная Стефана-Больцмана (5.669), – интенсивность излучения, которая зависит от положения и направления, – фазовая функция, – телесный угол.

Данная модель решает уравнение переноса излучения (RTE) для конечного числа дискретных телесных углов, каждый из которых связан с направлением вектора, фиксированным в глобальной декартовой СК

Граничные условия на стенке непротекания и проскальзывания, а также адиобатичности 20:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (20) |

Модель представления воздуха как реального газа Крайко позволяет учесть диссоциацию и ионизацию воздуха при высоких температурах. Термодинамическое и калорическое уравнения состояния модели Крайко:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (21) |
|  | (22) |

где ε1 – часть молекул, диссоциированных на атомы кислорода; ε2 – часть молекул, диссоциированных на атомы азота; ε3 – часть атомов, ионизированных однократно; ε4 – часть атомов, ионизированных двукратно; – некие функции от температур.

# ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Рассматривается полет тела на постоянной высоте. Расчеты проводятся в пакете программ ANSYS с подключением модуля Workbench. Расчетная сетка строилась в программе Mesh, расчеты проводились в программе Fluent.

## Постановка задачи и расчетная сетка

Для численного моделирования процесса внешнего обтекания на данном этапе рассматривалось обтекание гиперзвуковым потоком сферы диаметром м. Скорость набегающего потока равна 8 чисел Маха, температура К, давление Па. Задача ставилась в стационарной двумерной осесимметричной постановке с учетом того, что течение во всех меридиональных сечениях одинаково.

Для решения данного типа задач используется применение сеточных методов численного моделирования в строгой постановке. Поверхность сферы считается непроницаемой.

В данной работе использовалась неструктурированная расчетная сетка, состоящая из ~200 тысяч ячеек (рис14). В процессе работы расчетная сетка адаптировалась по градиенту температур для получения более точных полей течений и достоверных результатов.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 14 – Расчетная сетка |

В области предполагаемых больших градиентов температур и давления происходит сгущение сетки (более высокое разрешение).

Для настроек решателя выбирается связанный решатель Density-Based, решаются уравнение энергии, модель турбулентность Transition SST. На входной границе расчетной области ставится условие Pressure-far-field (вход сжимаемого потока по числу Маха), на выходной границе – Pressure-Outlet (выход по давлению сжимаемого потока), на стенке – Wall, на оси Axis. Схемы дискретизации уравнений: Implict – неявный итерационный решатель, схема расчета конвективного потока по Рою (Roe-FDS), Green-Gauss Cell Based для аппроксимации градиентов и второй порядок дискретизации всех остальных уравнений. Число Куранта задается равным 0,05, а остальные подрелаксационные факторы остаются по умолчанию.

## Результаты работы программы

На данном этапе работы рассматривалось обтекание сферы с учетом адиобатичности стенки и без учета излучения и многокомпонентности смеси. Воздух принимается совершенным газом. В ходе расчетов были получены поля распределения следующих параметров: температуры, давления, плотности и скорости.

|  |
| --- |
|  |
| Рисунок 15 – Поле распределения статической температуры |
|  |
| Рисунок 16 – Поле распределения статического давления |
|  |
| Рисунок 17 – Поле распределения плотности |
|  |
| Рисунок 18 – Поле распределения скорости |

Проанализировав полученные результаты, можно заключить, что перед телом образуется отошедший криволинейный скачок уплотнения. Далеко за телом УВ становится слабой, а непосредственно ниже по течению от тела располагается кормовой след. В ударном слое температура и давление намного больше, чем в невозмущенном потоке. Отношение плотностей при переходе через скачок ограничено, хотя плотность в ударном слое значительно выше, чем в невозмущенном потоке.

Для получения более достоверных результатов необходимо улучшить качество сетки. И в дальнейшем, полученные результаты на усовершенствованной сетке можно сравнить с расчетами с учетом излучения и многокомпонентности газовой смеси и химических реакций для определения их влияния на аэродинамические характеристики.

# ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе работы проведен анализ литературы, посвященной особенностям гиперзвукового обтекания и программам разработки ГЛА. Также, помимо рассмотренных, существуют программы по разработке ГЛА в Индии, Китае, Японии. Таким образом, можно сделать вывод, что исследованием и разработкой гиперзвуковых летательных аппаратов занимаются ведущие научные центры всего мира. Рассмотрены особенности моделирования реального газа при гиперзвуковых скоростях.

На основе компьютерного моделирования гиперзвукового обтекания сферы потоком совершенного газа исследованы основные закономерности поля течения и аэротермодинамики. Рассмотрение данной задачи дало возможность получить алгоритм решения данного класса задач и применение многокомпонентной смеси газа, что более приближено к реальным условиям полета ГЛА.

# СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Коган М. Н.: Динамика разреженного газа. М.: Наука, 1967;
2. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 2004;
3. Чепмен С., Каулинг Т. Д., Математическая теория неоднородных газов, пер. с англ., М., 1960;
4. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л.: Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений, Издательство Политехнического университета, СПб, 2012;
5. Исаев А.И., Скоробогатов С.В.: Гидродинамическая верификация и валидация численных методов расчета течения в камере сгорания газотурбинного двигателя, Труды МАИ, Выпуск №97;
6. Лунев В.В. Течения реальных газов с большими скоростями. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007;
7. Ковалев В.Л. Гетерогенные каталитические процессы в неравновесной аэротермодинамике. М.: Физматлит, 2002;
8. Ступоченко Е.В., Лосев С.А., Осипов А.И. Релаксационные процессы в ударных волнах. М.: Наука, 1965;
9. Физико-химические процессы в газовой динамике. Компьютеризованный справочник в 3-х томах. Том I: Динамика физико-химических процессов в газе и плазме // Под ред. Г.Г. Черного и С.А. Лосева. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1995;
10. Физико-химические процессы в газовой динамике. Справочник. Том 2: Физико-химическая кинетика и термодинамика//Под ред. Г.Г. Черного и С.А. Лосева. М.: Научно-издательский центр механики, 2002;
11. Ступоченко Е.В., Лосев С.А., Осипов А.И. Релаксационные процессы в ударных волнах. М.: Наука, 1965;
12. Санников В.А., Юрескул А.Г.: Основные принципы построения моделей движения летательных аппаратов, Балт. гос. техн. ун-т, СПб, 2008;
13. Тирский Г.А. и др.: Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов, ФИЗМАТЛИТ, Москва, 2011;
14. Дорренс У.Х.: Гиперзвуковые течения вязкого газа, МИР, Москва, 1966;
15. Горелов А.: Гиперзвуковая авиация на пороге XXI века: Настоящие сверхзвуковые – 1999;
16. Хлопков Ю.И. Статистическое моделирование в вычислительной аэродинамике. – М.:ООО «Азбука-2000», 2006;
17. Горячев Ю. Разработка перспективного стратегического неядерного вооружения США в рамках концепции "Глобальный удар". – ЗВО, V 2012;
18. Быков Л.В., Молчанов А.М., Янышев Д.С. Численный метод расчета сверхзвуковых турбулентных течений с химическими реакциями // Вестник Московского авиационного института. 2010. №3, Т.17. С.108-119.