## «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 |  | Внутренняя газодинамика энергоустановок | | |

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему

|  |
| --- |
| Математическое моделирование прототипа |
| воздушно-реактивного двигателя |
| комбинированного типа |

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил студент группы | | | |  | | А9М41 |
| Савёлова К.Э. | | | | | | |
| Фамилия И.О. | | | | | | |
| **РУКОВОДИТЕЛЬ** | | | | | | |
| Чернышов М.В. | |  |  | | | |
| Фамилия И.О. Подпись | | | | | | |
| Оценка |  | | | |  | |
| «\_\_\_\_\_» |  | | | | 20\_\_\_\_ г. | |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2019г.

СОДЕРЖАНИЕ

|  |  |
| --- | --- |
| РЕФЕРАТ……………………………………………………………………. | 4 |
| НОРМАТИВНЫЕ ССЫЛКИ……………………………………………...... | 5 |
| СПИСОК УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ……………………………….... | 6 |
| ВВЕДЕНИЕ……………………………………………………………….…. | 7 |
| 1 ПРЕИМУЩЕСТВА ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ………..…... | 8 |
| 2 СВЕРХЗВУКОВЫЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ …………………….…....  2.1 СХЕМЫ СВУ…………………………………..………...………..  2.2 РАБОТА СВЕРХЗВУКОВОГО ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА ВНЕШНЕГО СЖАТИЯ НА РАСЧЕТНЫХ РЕЖИМАХ………………….  2.3 РАБОТА СВЕРХЗВУКОВОГО ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА ВНЕШНЕГО СЖАТИЯ НА НЕРАСЧЕТНЫХ РЕЖИМАХ.......................  2.4 РЕГУЛИРУЕМЫЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ ВОЗДУХОЗАБОРНИК….……………………………………….…………. | 11  11  14  16  17 |
| 3 МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ………………………………………...  3.1 СХЕМА ТЕЧЕНИЯ И СООТНОШЕНИЯ НА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ РАЗРЫВАХ…..………………………………... | 23  23 |
| 3.2 ОБЛАСТЬ СУЩЕСТВОВАНИЯ ПРОСТОГО МАХОВСКОГО ОТРАЖЕНИЯ.…………...………………………….……………………….  3.3 МОДЕЛЬ ТУРБУЛЕНТНОСТИ………………………………….  4 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ В ANSYS FLUENT И РЕЗУЛЬТАТЫ……... | 25  27  30 |
| ЗАКЛЮЧЕНИЕ……………………………………………………………… | 35 |
| СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ…………………………. | 36 |
|  |  |
|  |  |

РЕФЕРАТ

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

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОТОТИПА ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ КОМБИНИРОВАННОГО ТИПА

Целью курсового проекта является выбор конструкции воздухозаборника для перспективного воздушно-реактивного двигателя комбинированного типа.

В данном курсовом проекте рассматривается треугольный клин, имитирующий воздухозаборник, создающий, по теоретическим оценкам, тройную конфигурацию скачков уплотнения. Предполагается, что скачки помогут в инициировании детонации. Клин так же рассчитывается под разными углами относительно оси z для оценки изменения высоты Маховской ножки.

Основными задачами курсового проектирования являются:

1. Описание перспектив развития ВРД на химическом топливе;
2. Аналитический обзор работ по тематике курсового проектирования;
3. Математическое описание исследуемого явления;
4. Проведение вычислительных экспериментов;
5. 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

коэффициенты различных уравнений, зависящих только от показателя адиабаты газа;

скорость звука в потоке за -м скачком уплотнения**;**

– константа, определяющая степень воздействия выталкивающей силы на **;**

– удельная диссипация**;**

отношение плотности газа перед -м скачком уплотнения к плотности за ним;

**– полная удельная энергия, Дж;**

– кинетическая энергия выталкивающей силы**, Дж;**

– турбулентная кинетическая энергия, образованная от средних градиентов скорости**, Дж;**

**– полная энтальпия, Дж/кг;**

коэффициент сохранения полного давления на -м скачком уплотнения;

отношения различных параметров течения на контактном разрыве, исходящем из тройной точки**;**

*Ji* – интенсивность i-го скачка (отношение статических давлений за скачком и перед ним)**;**

– кинетическая энергия турбулентности**, Дж;**

число Маха потока**;**

статическое давление потока перед тройной конфигурацией, Па;

статическое давление *i*-м скачком, Па;

полное давление (давление торможения) потока газа перед тройной конфигурацией, Па;

**– тепловой поток, Вт/м2;**

– инвариант тензора деформаций**;**

– универсальная абсолютная температура, К;

**– время, с;**

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

– объем газа, м3.

Греческие символы

– угол поворота потока на -м скачке уплотнения**;**

– показатель адиабаты**;**

– угол наклона -го скачка к вектору скорости потока перед ним**;**

μ – масса газа, кг;

**– тензор вязких напряжений;**

и – молекулярная и турбулентная (полученная путем осреднения различных функционалов от мелкомасштабных пульсаций) компоненты тензора вязких напряжений

ρ **–**  плотность, кг/м3

υ **–**  удельный объем, м3/кг;

**– оператор Лапласа.**

**Список сокращений**

ТВС – топливно-воздушная смесь;

ВРД – воздушно-реактивных двигателей;

ТК – тройные конфигурации;

ТКП – переходные тройные конфигурации;

СВУ – сверхзвуковое входное устройство;

ЖРД – жидкостной ракетный двигатель;

КПД – коэффициент полезного действия;

ПВРД – прямоточный воздушно-реактивный двигатель;

СЗЗ – сверхзвуковая защитная зона;

СМК – стационарная маховская конфигурация.

ВВЕДЕНИЕ

На данный момент традиционные химические реактивные двигатели по скорости полётов и вырабатываемой мощности уже достигли предела своей эффективности [1]. Существует предположение, что детонационные двигатели могут повысить эту эффективность.

В данном курсовом проекте рассматривается треугольный клин, имитирующий воздухозаборник, создающий, по теоретическим оценкам, тройную конфигурацию скачков уплотнения. Предполагается, что скачки помогут в инициировании детонации [2].

Исходя из особых свойств образующихся ударно-волновых структур, предлагается концепция ВРД комбинированного типа – с детонацией ТВС за Маховским скачком тройных конфигураций и её «обычным» сгоранием в камере ВРД за системой из косых отраженных скачков.

1 ПРЕИМУЩЕСТВА ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Современные двигательные установки в авиации представлены газотурбинными двигателями, которые работают по термодинамическому циклу Брайтона. Цикл с горением при постоянном давлении используется в ПВРД и в ЖРД. Окислитель и топливо поступают в область горения непрерывно. Продукты сгорания расширяются и совершают полезную работу. А в ВРД воздух, который поступает в воздухозаборник, подогревается в камере сгорания. Горячий воздух расширяется в сопле, увеличивая свой импульс, создавая тягу. Основными путями совершенствования ВРД являются: сокращение габаритов воздухозаборника и камеры сгорания, снижение потерь в воздухозаборнике, повышение термодинамического КПД процесса горения.

Одно из основных прорывных направлений – это разработка непрерывно-детонационных и ротационно-детонационных двигателей. Камера сгорания типичного реактивного двигателя состоит из форсунок для смешения топлива с окислителем, устройства поджигания топливной смеси и собственно жаровой трубы, в которой идут окислительно-восстановительные реакции (горение). Жаровая труба заканчивается соплом. Тягу двигателя можно оценить как площадь критического сечения сопла, умноженную на разность давления в камере сгорания и окружающей среде. Исходя из этого, тяга тем выше, чем выше давление в камере сгорания и температура соответственно. Давление в камере сгорания можно увеличить, подняв температуру горения, а также подавая окислитель (воздух в случае ВРД) под возможно большим давлением. Это ведет к необходимости использования все более дорогостоящих жаростойких материалов, а также к увеличению массы и стоимости компрессоров. Температура сгорания в современных ВРД вплотную приблизилась к предельной, а в конструкции стали применять такие редкие металлы, как рений и рутений, цена которых очень велика.

Существует другой способ увеличения давления в камере сгорания – увеличение скорости сгорания смеси. По своей термодинамической эффективности хорошим режимом быстрого горения является детонация [2]. Благодаря тому, что в детонационном двигателе сжигание топлива происходит в ударных волнах примерно в 100 раз быстрее, чем при обычном медленном горении этот тип двигателя теоретически отличается рекордной мощностью по сравнению со всеми другими типами тепловых двигателей. Оценка габаритов традиционного двухконтурного двигателя с высокой степенью двухконтурности и такого же двигателя, но использующего детонационную камеру сгорания, приведена на рисунке. 1.

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
| а) | б) |
| Рисунок 1 – Сравнение длины традиционного воздушно-реактивного двигателя с высокой степенью двухконтурности (а) длиной 5 м и такого же двигателя, но с детонационной камерой сгорания (б) | |

В случае успешной реализации детонационные двигатели станут рекордсменами по КПД среди всех видов тепловых моторов [2]. Особенно это важно для будущих гражданских сверхзвуковых лайнеров (СПС). Если бы удельный расход топлива ВРД не рос с увеличением скорости полета, то, применяя современные решения для улучшения внешней аэродинамики, увеличивая высоту полета, на сверхзвуковых скоростях можно было бы добиться таких же характеристик дальности, что и у дозвукового магистрального самолета. Но вот внутренняя аэродинамика сверхзвуковых самолетов имеет неустранимый недостаток – на сверхзвуковых скоростях удельный расход топлива традиционной силовой установки монотонно растет по мере увеличения скорости на любых высотах полета. Выход видится в применении двигателей, основанных на иных принципах, нежели традиционный термодинамический цикл Брайтона горения топлива при постоянном давлении, с более низким (на 25%) удельным расходом топлива. Это могут быть ВРД с детонационными камерами сгорания.

Детонационные двигатели имеют и другие преимущества. Например, в ходе цикла детонационного горения температура сгорания очень высока. Так как скорость сгорания очень велика окислы азота не успевают образоваться. Тем самым детонационные двигатели потенциально являются экологически чистыми. Проще решается и задача охлаждения стенок камеры сгорания. Несмотря на более высокие температуры и давление во фронте детонационной волны, их воздействие на конструкцию двигателя меньше, чем у классических моторов, так как процесс детонации проходит очень быстро.

Применение детонационного горения дает ощутимые преимущества и в ЖРД, типичное давление в камере сгорания которого более 200 атм. Чтобы обеспечить аналогичные условия сжигания топлива в ударных волнах, компоненты топлива нужно подавать под давлением не более 10 атм, что позволяет отказаться от использования турбонасосных агрегатов и усиленных трубопроводов [2].

2 СВЕРХЗВУКОВЫЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ

Одним из конструктивных элементов реактивного двигателя являются воздухозаборники.

Воздухозаборник и воздушный канал больше других элементов летательного аппарата влияют на силу тяги, которую создаёт двигатель. Они обеспечивают подвод воздуха, необходимого для нормальной работы двигателя, в требуемом количестве и с определенными скоростью и давлением.

В курсовом проекте моделируется ЛА, работающий на сверхзвуковых скоростях.

Далее будут рассмотрены конструкции сверхзвуковых воздухозаборников.

2.1. СХЕМЫ СВУ

В построенных до настоящего времени сверхзвуковых самолетах нашли применение воздухозаборники:

1) центральные (лобовые), т.е. размещенные по оси симметрии самолета (или оси гондолы), либо боковые (по бокам фюзеляжа);

2) нерегулируемые либо регулируемые, т.е. воздухозаборники, внутренняя геометрия которых постоянна или может изменяться в зависимости от условий полета;

3) с внешней, внутренней или комбинированной компрессией, т.е. воздухозаборники, в которых сжатие воздуха путем преобразования кинетической энергии потока в статическое давление происходит соответственно перед воздухозаборником либо в воздушном канале;

4) плоские либо трехмерные, т.е. воздухозаборники, форма поперечных сечений которых близка к прямоугольной либо круглой (полукруглой, эллиптической и т.п.) [3].

При скорости полета ВС, превышающей скорость звука, перед ДВУ образуется прямой скачок уплотнения. Торможение потока на нем сопровождается дополнительными потерями полного давления и ростом внешнего сопротивления входного устройства. Начиная с *М* = 1,5–1,6, когда потери полного давления и рост внешнего сопротивления воздухозаборника становятся особенно заметными, на ВС устанавливаются сверхзвуковые входные устройства. Их характерными особенностями являются заостренные входные кромки воздухозаборников и специальная организация торможения потока.

В СВУ торможение набегающего потока осуществляется в системе скачков уплотнения, состоящей из одного или нескольких последовательно расположенных косых скачков и замыкающего прямого скачка. При этом набегающий поток тормозится более плавно и потери полного давления в системе скачков будут меньшими, чем при одном прямом скачке.

Система скачков уплотнения формируется с помощью специально профилированной поверхности, называемой поверхностью сжатия. Она выполняется в виде ступенчатого конуса (центрального тела) или клина. При обтекании поверхности сжатия сверхзвуковым потоком у ее изломов образуются скачки уплотнения. В зависимости от расположения косых скачков относительно плоскости входа различают СВУ внешнего, смешанного и внутреннего сжатия (рисунок 2).

# 

# Рисунок 2 – Схемы сверхзвуковых диффузоров: а –диффузор с внешним сжатием, б –диффузор с внутренним сжатием, в –диффузор сосмешанным сжатием; 1 –створка; 2 –внешний обтекатель; 3 –центральное тело

# В СВУ внешнего сжатия все косые скачки уплотнения расположены перед плоскостью входа во внешнем потоке. В СВУ смешанного сжатия часть косых скачков расположена перед плоскостью входа, а другая часть – за плоскостью входа во внутреннем канале. В СВУ внутреннего сжатия все скачки уплотнения расположены внутри канала. СВУ внутреннего сжатия представляет собой канал, по форме напоминающий сопло Лаваля (так называемое «обращенное сопло Лаваля»). В сужающейся сверхзвуковой части канала поток тормозится до скорости, равной скорости звука в горле канала. Торможение продолжается в расширяющейся дозвуковой части канала. СВУ такого типа имеет простую конструкцию, малое внешнее сопротивление и хорошие характеристики на расчетном режиме работы. Однако при отклонении от расчетного режима и при выводе СВУ на этот режим (при «запуске» СВУ) необходимо регулирование площади горла, что требует усложнения конструкции СВУ. В СВУ смешанного сжатия воздух сжимается как до, так и после входа, при этом внутренний канал работает, как СВУ внутреннего сжатия.

# СВУ смешанного и внутреннего сжатия проходят стадию опытной доводки. В настоящее время нашли практическое применение только СВУ внешнего сжатия, которые имеют малое лобовое сопротивление, хорошо работают на не-расчетных режимах, просты в регулировании, надежны в эксплуатации. Отличительной особенностью СВУ внешнего сжатия является то, что как только пропадает возмущающее воздействие, течение воздуха вновь становится расчетным. Свойство СВУ автоматически возвращаться к расчетному течению называется автозапуском [4].

# 2.2 РАБОТА СВЕРХЗВУКОВОГО ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА ВНЕШНЕГО СЖАТИЯ НА РАСЧЕТНЫХ РЕЖИМАХ

# При обтекании сверхзвуковым потоком поверхности сжатия первый косой скачок отходит от вершины клина под углом к направлению набегающего потока воздуха. На скачке уплотнения поток поворачивается на угол , давление в нем скачкообразно увеличивается, а скорость уменьшается, оставаясь сверхзвуковой. При встрече потока с вершиной второй ступени клина образуется второй скачок уплотнения под углом наклона . На этом скачке происходят очередной поворот потока вдоль поверхности второй ступени клина, уменьшение его скорости и повышение давления в нем. Переход сверхзвукового потока в дозвуковой происходит в замыкающем систему прямом скачке уплотнения. Число М потока перед прямым скачком обычно не превышает 1,4, поэтому интенсивность скачка и обусловленные им потери невелики.

СВУ рассчитывается на определенное число М набегающего потока. Обычно оно выбирается близким к максимальному числу М полета. Количество косых скачков уплотнения, углы установки отдельных ступеней поверхности сжатия и их протяженность подбираются такими, чтобы получить минимальные потери полного давления и сфокусировать косые скачки на передней кромке воздухозаборника. При этом обеспечивается максимальная пропускная способность и минимальное внешнее сопротивление СВУ.Дальнейшее движение потока происходит во внутреннем канале СВУ. Канал имеет сужающийся и расширяющийся участки. Такая форма проточной части канала позволяет разогнать дозвуковой поток в сужающемся участке до скорости звука, а затем в расширяющемся участке до небольшой сверхзвуковой скорости. Сверхзвуковая зона течения в расширяющемся участке канала ограничивается замыкающим прямым скачком уплотнения. Эта зона защищает систему входных скачков от возмущающих воздействий со стороны двигателя, скорость распространения которых ниже скорости потока в сверхзвуковой области. Размеры СЗЗ зависят от давления воздуха на выходе из канала СВУ. С уменьшением этого давления (при увеличении режима работы двигателя) протяженность СЗЗ и скорость воздуха в ней увеличиваются. Замыкающий скачок перемещается вниз по потоку и становится более интенсивным, что влечет за собой увеличение потерь полного давления. Система же скачков на входе в диффузор при этом не нарушается.

При увеличении противодавления за диффузором (при снижении режима работы двигателя) прямой замыкающий скачок перемещается вверх по потоку, становится менее интенсивным, и протяженность СЗЗ уменьшается, потери полного давления в канале снижаются. При этом, пока сохраняется СЗЗ, система скачков на входе в СВУ также остается неизменной [4].

2.3 РАБОТА СВЕРХЗВУКОВОГО ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА ВНЕШНЕГО СЖАТИЯ НА НЕРАСЧЕТНЫХ РЕЖИМАХ

Основными факторами, оказывающими влияние на картину течения на входе и внутри канала СВУ, являются скорость полета самолета и режим работы двигателя. На расчетном режиме работы СВУ расходы воздуха через входное устройство и компрессор двигателя согласованы и за горлом канала СВУ имеется сверхзвуковая защитная зона.

Воздействие режима работы двигателя проявляется через изменение давления на выходе из СВУ. Уменьшение оборотов двигателя всегда сопровождается повышением противодавления и уменьшением протяженности СЗЗ. При определенной степени дросселирования двигателя СЗЗ за горлом канала СВУ исчезает. Повышенное давление на выходе из канала, передаваясь по дозвуковому потоку, разрушает систему скачков на входе в воздухозаборник. Возникает неустойчивый режим работы СВУ (помпаж).

Помпаж представляет собой неустойчивый процесс течения воздуха в канале СВУ, проявляющийся в виде низкочастотных (5–15 Гц) колебаний давления и расхода воздуха. На практике это происходит, когда по каким-либо причинам фактический расход воздуха через СВУ оказывается больше потребного для двигателя на данном режиме работы. В условиях эксплуатации двигателей помпаж СВУ недопустим.

Увеличение оборотов двигателя всегда сопровождается снижением противода вления и увеличением протяженности СЗЗ, скорости потока в канале СВУ и интенсивности прямого скачка уплотнения, замыкающего СЗЗ. Чрезмерное понижение противодавления будет приводить к отрыву пограничного слоя из-под основания замыкающего скачка и неустойчивой работе СВУ, называющейся «зудом». На практике это происходит, когда по каким-либо причинам фактический расход воздуха через СВУ оказывается меньше потребного для двигателя. «Зуд» представляет собой неустойчивый процесс течения воздуха в канале СВУ, проявляющийся в виде высокочастотных пульсаций потока. Возникающие при «зуде» высокочастотные колебания оказывают неприятное физиологическое воздействие на пилота. Пульсации давления воздуха снижают запас устойчивости компрессора. Но «зуд» менее опасен, чем помпаж, и может допускаться в эксплуатации на некоторых режимах в целях повышения запаса устойчивости по помпажу СВУ.

Таким образом, нерегулируемое СВУ не обеспечивает надежную и эффективную работу двигателя во всем диапазоне его рабочих режимов.

# 2.4 РЕГУЛИРУЕМЫЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ ВОЗДУХОЗАБОРНИК

Применение на сверхзвуковых самолетах регулируемых воздухозаборников усложняет конструкцию входных устройств, увеличивает их массу и стоимость, однако позволяет обеспечить более надежную и экономичную работу двигателей в широком диапазоне скоростей и высот полета. На рисунке показана схема двигательной гондолы СПС [5].

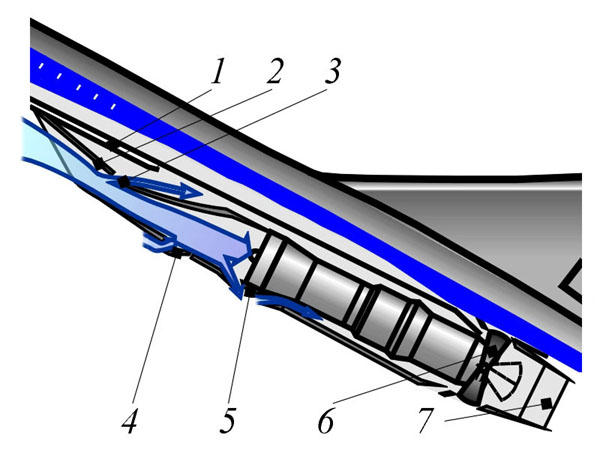


Рисунок 3 – Схема гондолы двигателя СПС: 1, 3 - щели для слива пограничного слоя; 2 - подвижная рампа; 4, 5 - створки перепуска воздуха

Щель 1 между фюзеляжем и гондолой служит для слива пограничного слоя. Накопившийся по длине фюзеляжа турбулентный пограничный слой не попадает, таким образом, в тракт двигателя, что улучшает режим работы лопаток компрессора.

Обеспечение на всех режимах полета оптимальных параметров воздушного потока, подходящего к двигателю, осуществляется за счет автоматического регулирования геометрии воздухозаборника подвижной рампой 2 (с щелями 3 для слива пограничного слоя с плоскости рампы) и створками перепуска воздуха 4 и 5. При изменении положения рампы изменяется не только площадь входа воздушного потока в тракт двигателя, но и система скачков уплотнения, возникающих при сверхзвуковых скоростях на передних кромках воздухозаборника и на отдельных участках подвижной рампы.

При переходе воздушного потока через скачки уплотнения в зависимости от угла наклона скачка меняются скорость, давление, плотность и температура потока, что используется в сверхзвуковых регулируемых воздухозаборниках для обеспечения необходимой степени сжатия воздушного потока. В этом случае регулируемый воздухозаборник фактически выполняет роль регулируемого компрессора двигателя.

Одновременно с регулированием воздухозаборника осуществляется регулирование сопла 7. Реверсер 6 позволяет сократить длину пробега при посадке.

Принцип действия реверсера, отклоняющего струю двигателя вперед, проиллюстрирован рисунке.

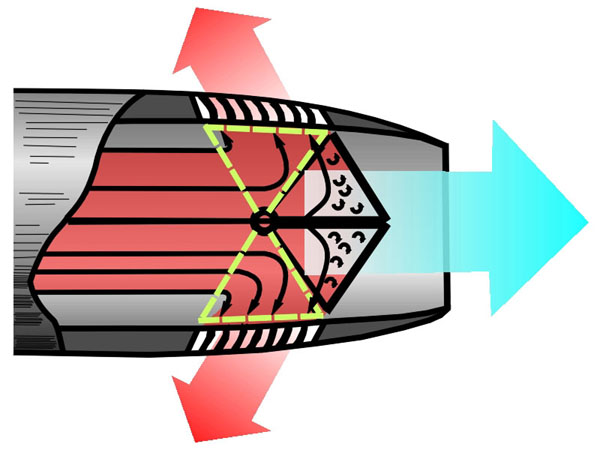


Рисунок 4 – Принцип действия реверсера

Иногда на выходе из мотогондолы устанавливают глушители шума, которые за счет "дробления" струи газа, выходящего из двигателя, снижают шум от взлетающих и садящихся самолетов в районе аэродрома. Что это уменьшает тягу двигателей.

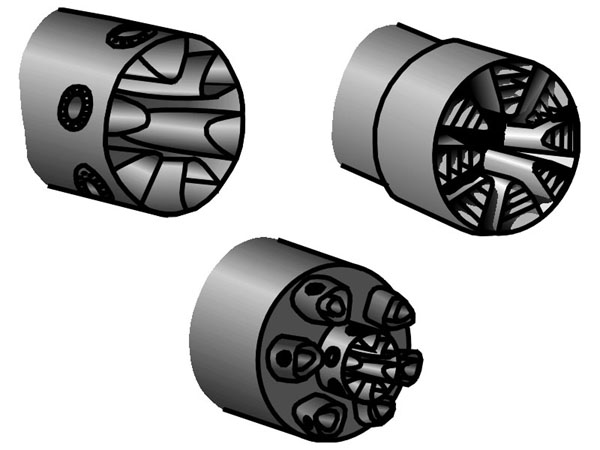


Рисунок 5 – Глушители шума

Существенное влияние на ЛТХ сверхзвуковых маневренных самолетов интегральной компоновки могут оказать круглые или плоские (с прямоугольным поперечным сечением) сопла, позволяющие осуществлять поворот вектора тяги в любом направлении для повышения маневренных характеристик самолета и обеспечить эффект суперциркуляции на несущем фюзеляже. Плоское сопло с управлением вектором тяги (УВТ) обеспечивает отклонение вектора тяги (а) в плоскости симметрии самолета и реверсирование (б).

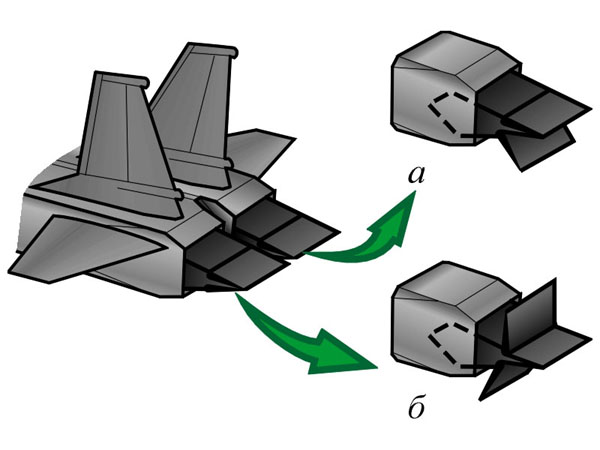


Рисунок 6 – Плоское сопло с управлением вектором тяги: а) - отклонение вектора тяги в плоскости симметрии самолета; б) - реверсирование

Основная задача регулирования СВУ состоит в согласовании режимов его работы с режимами работы двигателя.

Цели согласования:

- получение наибольшей тяги СУ при каждом числе Маха набегающего потока Мн;

- обеспечение требуемых запасов устойчивости СВУ;

- обеспечение допустимого для двигателя уровня неравномерности и нестационарности потока воздуха на входе в компрессор [6].

Первая из этих задач является основной. А остальные две являются, по существу, ограничениями, при которых решается первая задача. И в ряде случаев приходится допускать снижение тяги СУ в целях обеспечения устойчивой работы СВУ и приемлемых величин степени неравномерности и нестационарности потока на входе в двигатель.

Геометрия СВУ определяется на расчетном режиме, в качестве которого принимают полет ВС на эшелоне и скорость крейсерского полета. Все остальные режимы работы СВУ, в том числе при взлете, наборе высоты, снижении и заходе на посадку, являются нерасчетными. Управление работой СВУ на нерасчетных режимах является основной задачей средств его регулирования. Регулирование СВУ осуществляется для согласования СВУ и компрессора двигателя по расходу воздуха при минимально возможных внешнем сопротивлении, потерях полного давления и достаточных для надежной эксплуатации запасах устойчивости. Проблема согласования расходов воздуха СВУ и компрессора двигателя возникает при больших скоростях полета (М > 1,5). При меньших скоростях полета согласование осуществляется автоматически: либо двигатель «просасывает» через воздухозаборник ровно столько воздуха, сколько необходимо для рабочего процесса, либо лишний воздух может «отвернуть» во внешний поток перед входом в воздухозаборник. Существует несколько способов регулирования СВУ. Основным способом регулирования осесимметричного СВУ является осевое перемещение центрального тела (конуса). На взлете и в полете с малой скоростью путем перемещения центрального тела внутрь увеличивается площадь проходного сечения на входе в воздухозаборник. Если пропускная способность СВУ остается недостаточной, к компрессору двигателя подводится дополнительное количество воздуха через створки, расположенные за горлом канала СВУ. Для предотвращения помпажа СВУ при больших числах М полета уменьшают проходное сечение путем перемещения центрального тела вперед. Дополнительно излишний воздух может быть выпущен из канала СВУ с помощью створок, открываемых в противоположную сторону [4].

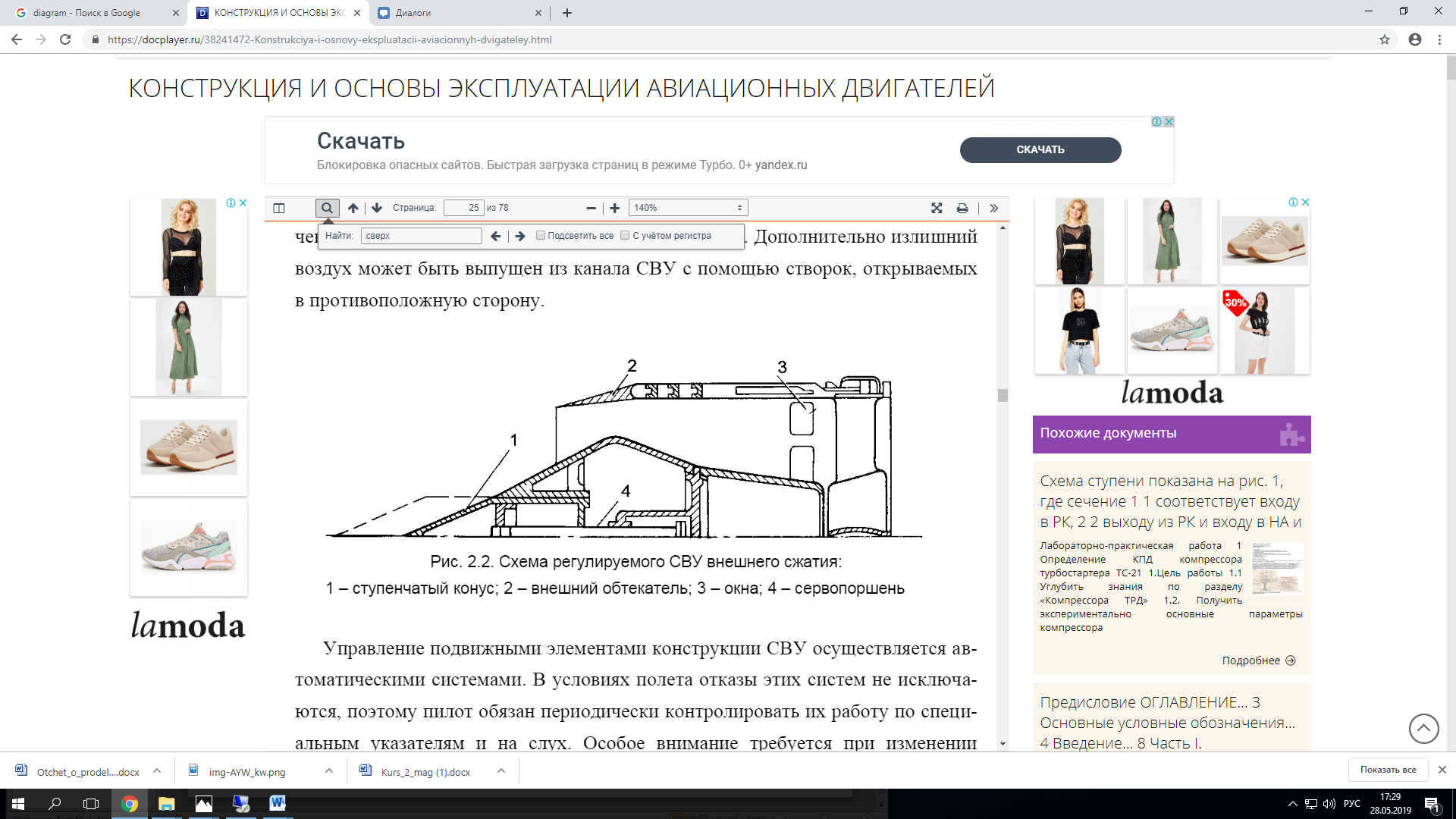


Рисунок 7 – Схема регулируемого СВУ внешнего сжатия:1 –ступенчатый конус; 2 –внешний обтекатель; 3 –окна; 4 –сервопоршень

Управление подвижными элементами конструкции СВУ осуществляется автоматическими системами. В условиях полета отказы этих систем не исключаются, поэтому пилот обязан периодически контролировать их работу по специальным указателям и на слух. Особое внимание требуется при изменении режима работы двигателя, разгоне, торможении и маневрировании ВС. Учитывая важное значение СВУ для обеспечения устойчивой работы силовой установки в целом, предусматриваются дублирующие системы управления СВУ (ручная, аварийная), которые используют в случае отказа основной автоматической системы.

3 МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

3.1 СХЕМА ТЕЧЕНИЯ И СООТНОШЕНИЯ НА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ РАЗРЫВАХ

В качестве модельной задачи, характеризующей принцип действия перспективного устройства, рассматривается сверхзвуковое (с числом Маха  невозмущенного потока) течение невязкого совершенного газа с показателем адиабаты  (для определенности  во всех последующих примерах расчета) в плоском сужающемся канале между двумя клиньями (рисунок 9).

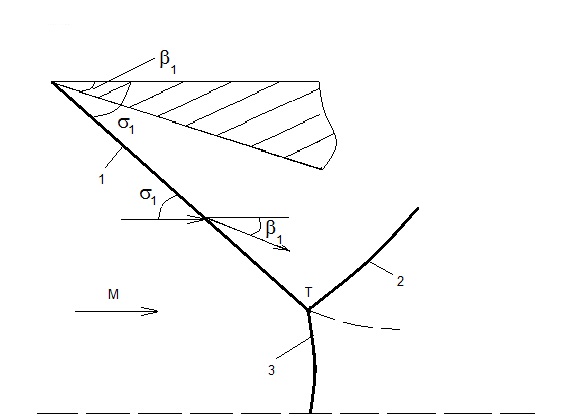


Рисунок 9 – Система скачков уплотнения

Интенсивность  падающего косого скачка 1, образующегося на входе в канал (отношение статических давлений газа за скачком и перед ним), связана с углом  поворота потока на передней кромке клина:

, (1)

где .

При достаточно большой интенсивности  падающего скачка происходит его нерегулярное (маховское) отражение от плоскости симметрии течения с образованием отраженного скачка 2 (с интенсивностью ) и главного (маховского) скачка 3 с интенсивностью . Интенсивности скачков 1-3 и соответствующие углы  () поворота потока связаны условиями совместности на тангенциальном разрыве , исходящем из их общей (тройной) точки :

, . (2)

При этом углы  и  поворота потока на скачках, исходящих из тройной точки, связаны с интенсивностями этих скачков и числами Маха перед ними соотношениями, аналогичными (1). Число Маха  за произвольным скачком  определяется интенсивностью  этого скачка и числом Маха  течения перед ним:

. (3)

3.2. ОБЛАСТЬ СУЩЕСТВОВАНИЯ ПРОСТОГО МАХОВСКОГО ОТРАЖЕНИЯ

Для расчета образующейся ТК (решения системы (1- 3) соотношений на газодинамических разрывах) при фиксированном значении показателя адиабаты  необходимо задать число Маха  невозмущенного потока и интенсивность  ветвящегося скачка. Диапазон возможных интенсивностей скачков уплотнения при больших числах Маха неограниченно расширяется. Поэтому ТК традиционно анализируются на плоскости  (см. рис. 1), связанный с его интенсивностью соотношением

. (4)

Кривая 1 на рисунке 3.2 соответствует вырождению скачка 1 в слабый разрыв (, ) и служит нижней границей области существования ТК. Кривая 2 соответствует критической скорости течения за этим скачком (). Кривая 3 является верхней границей области существования ТК и описывается соотношением

, ,

, , (3.5)

начиная с точки  () на кривой 1.

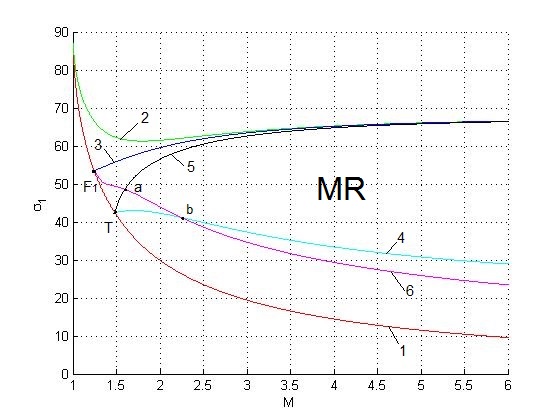


Рисунок 10 – Область существования MR

В зависимости от направления поворота потока на скачках 1-3, различают конфигурации первого (ТК‑1, , ), второго (ТК-2, , ) и третьего (ТК-2, , ) типа. Как правило, ТК-1 и ТК-3 образуются в частных случаях взаимодействия встречных и догоняющих скачков, соответственно, а ТК-2 – при маховском отражении.

Кривая 4 на рисунке 9 разделяет области существования ТК-1 и ТК-2. Она соответствует стационарным маховским конфигурациям с прямым главным скачком (). Значение  интенсивности скачка 1, соответствующее кривой 4, определяется из уравнения



, 

, . (6)

Согласно теоретическим и экспериментальным результатам, обобщенным в [7, 8], в установившихся течениях практически не возникает отражения с образованием ТК-1 при  – так называемого отражения фон Неймана с главным скачком, выпуклым вверх по потоку. Поэтому, согласно критерию фон Неймана [7-10] перехода от маховского отражения к регулярному, кривая 4 служит нижней границей области существования маховского отражения.

Верхней границей области существования ТК-2 на плоскости  служит кривая 5, соответствующая маховскому отражению с прямым отраженным скачком (). Эта конфигурация (ТКП‑2‑3) является переходной между ТК-2 и ТК-3. Маховское отражение с образованием ТК-3 (так называемое отражение Гудерлея [7] или Васильева [8]) достаточно редко реализуется на практике (скорее следует ожидать образования запирающего или отошедшего скачка перед входом в сужающийся канал). Поэтому кривая 5, описываемая уравнением

,

, (7)

может служить верхней границей области существования простого маховского отражения.

Кривые 4 и 5 (нижняя и верхняя границы области существования простого маховского отражения) исходят из точки *T* () на кривой 1. Таким образом, рассматриваемые здесь ТК второго типа существуют только при .

3.3 МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

В основе моделирования лежат осредненные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого совершенного газа (знаки осреднения опущены), которые представлены в системе (8) и состоят из уравнений сохранения массы, импульса и энергии.

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

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).

При моделировании потока воздуха необходимо учитывать его многокомпонентность, уравнение изменения концентрации *i*-ой компоненты смеси записывается в следующем виде:

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

где – диффузионный поток *i*-ой компоненты, – скорость образования *i*-й компоненты за счет наличия дополнительных источников, – скорость образования *i*-й компоненты в химических реакциях, определяется по формуле (3).

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

где – мольная масса *i*-й компоненты смеси, – количество химических реакций, – мольная скорость образования/распада *i*-й компоненты в реакции , вычисленная по уравнению (11) химической кинетики скорости образования *i*-ой компоненты в ходе неравновесной химической реакции:

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

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.

Константы скорости прямой и обратной реакций вычисляются по закону Аррениуса:

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

Связь между турбулентными напряжениями и параметрами осредненного течения можно определить с помощью различных моделей турбулентности. В этих моделях принимаются определенные допущения, на основе которых вводится недостающее число уравнений, что позволяет найти все неизвестные.

В курсовом проекте используется модель . Но для её детального описания следует обратиться к уравнениям модели Standart.

В пакете ANSYS Fluent уравнения стандартной модели представлены в следующем виде:

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

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| В данной системе уравнений – удельная диссипация; – кинетическая энергия турбулентности, – представляет турбулентную кинетическую энергию, образованную от средних градиентов скорости, которую можно выразить по формуле (14).   |  |  | | --- | --- | |  | (14) |   Где   |  |  | | --- | --- | |  | (15) |   где – плотность газа, , – кинетическая энергия выталкивающей силы,   |  |  | | --- | --- | |  | (16) |   где – турбулентная постоянная Прандтля для энергии, – компонента вектора гравитации в *i*-м направлении; – коэффициент температурного расширения,   |  |  | | --- | --- | |  | (17) |   где – температура. – константа, определяющая степень воздействия выталкивающей силы на , для слоев жидкости, для которых направление скорости жидкости параллельно вектору гравитации, для слоев жидкости, для которых направление скорости жидкости перпендикулярно вектору гравитации. – вклад переменного расширения при турбулентности сжатия в общую скорость диссипации, которая находится по формуле (18). Данную величину следует учитывать при большом числе Маха. Ее обязательно учитывать, когда моделируется сжимаемый идеальный газ.   |  |  | | --- | --- | | , | (18) |   где – число Маха для турбулентной жидкости,   |  |  | | --- | --- | |  | (19) |   где скорость звука, .  Остальные константы определены из экспериментов для фундаментальных турбулентных жидкостей и имеют следующие значения: , , , , . |

Модель – это некая комбинированная модель турбулентности, основанная на использовании модели в пристеночных областях и модели в областях, находящихся на достаточном удалении от стенки. Этот комбинированный метод заключается в преобразовании уравнений модели к формулировке. Уравнения измененной модели, дополняются стыковочной функцией . Функция принимает значение вблизи поверхности и обращается в ноль за пределами пограничного слоя, то есть на линии границы пограничного слоя и за его пределами модель возвращается к первоначальной, стандартной формулировке.

Для преобразования уравнений стандартной – модели к уравнениям в формулировке существует формула (20)

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

где – удельная скорость диссипации кинетической энергии.

Откуда

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

Подставляя, эти формулы в уравнения стандартной модели получаются:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (22) |
|  | (23) |

где числовые константы равны: *, ,.*

Основная идея SST модели турбулентности состоит в том, что с помощью стыковочной функции получается линейная комбинация уравнений из модели и уравнений из преобразованной стандартной модели турбулентности :

|  |  |
| --- | --- |
|  | (24) |
|  | (25) |

где коэффициенты новой модели – линейная комбинация соответствующих коэффициентов моделей, лежащих в основе метода:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (26) |
|  | (27) |

Стыковочная функция в модели Ментера строится таким образом, чтобы наиболее адекватно учитывать перенос напряжения трения в пограничном слое [11].

4 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ В ANSYS FLUENT И РЕЗУЛЬТАТЫ

В курсовом проекте решена стационарная плоская задача в двумерной постановке. В задаче используется модель идеального газа – воздух.

В программе ICEM CFD смоделирован воздухозаборник. Чтобы получить нужное течение на входе, задавались следующие параметры невозмущенного потока и обтекаемого тела: угол при вершине клина Критерию фон Неймана перехода от маховского отражения к регулярному при данных параметрах течения соответствуют значения *JN* . В данной задаче при расчётах *J*1 , что соответствует реализации маховского отражения с достаточно большой высотой главного скачка.

Помимо описанного расчёта, для определения зависимости изменения высоты ножки Маха проводилась серия расчётов на числе Маха *М* = 5 при различных углах .

Благодаря проведённым расчётам в ANSYS FLUENT на рисунках с 11 – 13 выявлена зависимость изменения y-вой координаты тройной точки. Таблица полученных значений представлена ниже.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | β1 | yT |
| 1 | 27.96 | 0.13 |
| 2 | 30.96 | 0.36 |
| 3 | 31.70 | 0.44 |

Таблица 1 – Значения координаты yT от угла β1 при *М* = 5

С увеличением угла β1 значения координаты yT увеличиваются.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| а) |  |  |
| б) | D:\Мурзина\Новая статья и тезисы\scale_mach1.jpg |  |
| в) |  |  |

Рисунок – Распределение чисел Маха

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| а) | |  | |  |
| б) | |  | |  |
| в) | |  | | Рисунок – Распределение температуры |
| а) |  | |  | |
| б) |  | |  | |
| в) |  | |  | |

Рисунок – Распределение полного давления

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Можно сделать вывод, что при таком изменении картины течения, нужно воспользоваться схемой с регулируемым воздухозаборником.

Для практической реализации предлагаемого смешанного (гибридного) двигателя необходимо разделение потоков за образующимися тройными точками маховского отражения, а, следовательно, разработка эффективного алгоритма определения положения таких точек.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Dunlap R., Brehm R.L., Nichols J.A. A Preliminary Study of the Application of Steady-State Detonative Combustion to a Reaction Engine // Journal of Jet Propulsion. 1958. Vol. 28. No. 7. Pp. 451-456.

2. Булат П.В., Денисенко П.В., Волков К.Н. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Часть I. Исследования детонационных двигателей // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. № 1. С. 1-21.

3. Эволюция воздухозаборника: [Электронный ресурс] // <http://www.razlib.ru> URL: <http://www.razlib.ru/tehnicheskie_nauki/sverhzvukovye_samolety/p26.php> (Дата обращения: 1.05.2019);

4. Конструкция и основы эксплуатации авиационных двигателей : конспект лекций / сост. А. И. Созонов. – Ульяновск : УВАУ ГА(И), 2011 – 78 с.

5 С.М. Егер, А. М.Матвеенко, И. А. Шаталов Основы авиационной техники: Учебник / Под ред. И. А. Шаталова. – Изд. Второе, перераб. И доп. – М.: Изд-во МАИ, 1999, с. 343-356.

6. Задачи и способы регулирования сверхзвуковых входных устройств: [Электронный ресурс] // <https://studfiles.net> URL: <https://studfiles.net/preview/3215810/page:2/> (Дата обращения: 5.05.2019);

7. Ben-Dor G. Shock Wave Reflection Phenomena. Berlin – Heidelberg – NewYork: Springer, 2007. 342 p.

8. Васильев Е.И., Крайко А.Н. Численное моделирование дифракции слабых скачков на клине в условиях парадокса Неймана // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1999. Т. 39. № 8. С. 1393 1404.

9. Адрианов А.Л., Старых А.Л., Усков В.Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. Новосибирск: Наука, 1995. 180 с.

10. Hornung H.G. Regular and Mach reflection of shock waves // Annual Review of Fluid Mechanics. 1986. Vol. 18. Pp. 33-58.

11. Носов М.А. Введение в теорию турбулентности: [лекции] / – М.: Янус-К, 2004. – 118 с.;