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

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Факультет |  | А |  | РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Кафедра |  | А9 |  | ПЛАЗМОГАЗОДИНАМИКА И ТЕПЛОТЕХНИКА |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Дисциплина |  | ВНУТРЕННЯЯ ГАЗОДИНАМИКА ЭНЕРГОУСТАНОВОК | | |

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему

|  |
| --- |
| Моделирование горения топливно-воздушной смеси в КС энергоустановки |

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил студент группы | | | |  | А9М41 |
| Сизов П.В. | | | | | |
| Фамилия И.О. | | | | | |
| **РУКОВОДИТЕЛЬ** | | | | | |
| Тетерина И.В. | |  |  | | |
| Фамилия И.О. Подпись | | | | | |
| Оценка |  | | | |  |
| «\_\_\_\_\_» |  | | | | 2019г. |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2019 г.

Реферат

Пояснительная записка 18 стр., 48 рис., 1 табл., 18 источника

Ключевые слова: высокоскоростной поток, диффузионное горение, уравнения Навье-Стокса, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, Solid Edge, ANSYS FLUENT.

Целью работы данного курсового проекта является:

Численное моделирование, в камере сгорания модельной установки ПВРД(ГПВРД), в проточной части которого расположена система форсунок подачи топлива, процессов течения и горения для нескольких режимов работы (в зону реакции поступает воздух в разным массовым содержание кислорода). Задача решается в нестационарной постановке.

Моделирование выполняется средствами пакета программ ANSYS Fluent и Solidworks.

СОДЕРЖАНИЕ

Нормативные ссылки 4

Определения, обозначения и сокращения 5

Введение 6

1. Типы ПВРД и особенности их устройства, топливо для ПВРД. 8

2. Процессы горения в энергоустановках 14

3. Математическая модель процессов в камере сгорания 21

4. Геометрия расчетной области 27

5. Построение расчетной сетки 29

6. Настройка матмодели в ANSYS Fluent 32

7. Результаты вычислительного моделирования 36

Заключение 45

Список использованных источников 47

Нормативные ссылки

Настоящая пояснительная записка составлена в соответствии со стандартом организации:

БГТУ.СМК-П-4.2-12 ПОЛОЖЕНИЕ ПО СОДЕРЖАНИЮ, ОФОРМЛЕНИЮ, ОРГАНИЗАЦИИ ВЫПОЛНЕНИЯ И ЗАЩИТЫ КУРСОВЫХ ПРОЕКТОВ И КУРСОВЫХ РАБОТ

При выполнении курсового проекта и оформлении пояснительной записки руководствовались следующими стандартами:

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.

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

В настоящей пояснительной записке применяются следующие термины с соответствующими определениями:

Перечень обозначений и сокращений, применяемых в данной пояснительной записке:

Обозначения

ρ плотность (кг/м3)

p давление (Па)

T температура (К)

t время (c)

Сокращения

ВРД – воздушно-реактивных двигателей

ПВРД прямоточный воздушно-реактивный двигатель

ГПВРД гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель

ВЛА – высокоскоростной летательный аппарат

LES – Large Eddy Simulation

ВВЕДЕНИЕ

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

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

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



Рисунок 1. – пример схемы ПВРД.

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

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

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

1.1 Дозвуковые ПВРД

Эта группа двигателей предназначена для обеспечения полетов на скоростях, равных от 0,5 до 1,0 числа Маха. Сжатие воздуха и торможение в таких двигателях происходит в диффузоре – расширяющемся канале устройства на входе потока.

Данные двигатели имеют крайне низкую эффективность. При полетах на скорости М= 0,5 уровень увеличения давления в них равен 1,186, из-за чего идеальный термический КПД для них – всего 4,76%, а если еще и учитывать потери в реальном двигателе, эта величина будет приближаться к нулю. Это значит, что при полетах на скоростях M<0,5 дозвуковой ПВРД неработоспособен.

Но даже на предельной скорости для дозвукового диапазона при М=1 уровень увеличения давления равен 1,89, а идеальный термический коэффициент – всего 16, 7%. Эти показатели в 1,5 раза меньше, чем у поршневых двигателей внутреннего сгорания, и в 2 раза меньше, нежели у газотурбинных двигателей. Газотурбинные и поршневые двигатели к тому же эффективны для использования при работе в стационарном положении. Поэтому прямоточные дозвуковые двигатели в сравнении с другими авиационными двигателями оказались неконкурентоспособными и в настоящее время не выпускаются серийно.

1.2 Сверхзвуковые ПВРД

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

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

Для того чтобы минимизировать потери давления, организуется сжатие не в одном, а нескольких скачках уплотнения с меньшей интенсивностью. После каждого из таких скачков наблюдается снижение скорости потока, которая остается сверхзвуковой. Это достигается, если фронт скачков расположен под углом к направлению скорости потока. Параметры потока в интервалах между скачками остаются постоянными. В последнем скачке скорость достигает дозвукового показателя, дальнейшие процессы торможения и сжатия воздуха происходят непрерывно в канале диффузора.

Если входное устройство мотора расположено в области невозмущенного потока (например, впереди летательного аппарата на носовом окончании или на достаточном отдалении от фюзеляжа на крыльевой консоли), оно выполняется асимметричным и комплектуется центральным телом – острым длинным «конусом», выходящим из обечайки. Центральное тело предназначено для создания во встречном воздушном потоке косых скачков уплотнения, которые обеспечивают сжатие и торможение воздуха до момента его поступления в специальный канал входного устройства. Представленные входные устройства получили название устройств конического течения, воздух внутри них циркулирует, образуя коническую форму.

Центральное коническое тело может быть оснащено механическим приводом, который позволяет ему двигаться вдоль оси двигателя и оптимизировать торможение потока воздуха на разных скоростях полета. Данные входные устройства называются регулируемыми.

При фиксации двигателя под крылом или снизу фюзеляжа, то есть в области аэродинамического влияния элементов конструкции самолета, используют входные устройства плоской формы двухмерного течения. Они не оснащаются центральным телом и имеют поперечное прямоугольное сечение. Их еще называют устройствами смешанного или внутреннего сжатия, поскольку внешнее сжатие здесь имеет место только при скачках уплотнения, образующихся у передней кромки крыла или носового окончания летательного аппарата. Входные регулируемые устройства прямоугольного сечения способны менять положение клиньев внутри канала.

В сверхзвуковом скоростном диапазоне ПВРД более эффективен, нежели в дозвуковом. К примеру, на скорости полета М=3 степень увеличения давления составляет 36,7, что приближается к показателю турбореактивных двигателей, а расчетный идеальный КПД достигает 64,3 %. На практике эти показатели меньшие, но на скоростях в диапазоне М=3-5 СПВРД по эффективности превосходят все существующие типы ВРД.

При температуре невозмущенного воздушного потока 273°K и скорости самолета М=5 температура рабочего заторможенного тела равна 1638°К, при скорости М=6 — 2238°К, а в реальном полете с учетом скачков уплотнения и действия силы трения становится еще выше.

Дальнейшее нагревание рабочего тела является проблематичным из-за термической неустойчивости конструкционных материалов, входящих в состав двигателя.  Поэтому предельной для СПВРД считается скорость, равная М=5.

## 1.3 Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель

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

На входе в устройство ГПВРД торможение воздуха выполняется только частично, и на протяжении остального такта перемещение рабочего тела является сверхзвуковым. Большая часть кинетической исходной энергии потока при этом сохраняется, после сжатия температура относительно низкая, что позволяет освободить рабочему телу значительное количество тепла. После входного устройства проточная часть двигателя по всей своей длине расширяется. За счет сгорания топлива в сверхзвуковом потоке происходит нагрев рабочего тела, оно расширяется и ускоряется.

Этот тип двигателя предназначен для проведения полетов в разреженной стратосфере. Теоретически такой двигатель можно использовать на многоразовых носителях космических аппаратов.Одной из главных проблем конструирования ГПВРД является организация сгорания топлива в сверхзвуковом потоке.В разных странах начаты несколько программ по созданию ГПВРД, все они находятся на стадии теоретических изысканий и предпроектных лабораторных исследований.

1.4 Ядерный ПВРД

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

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

1.5 Топливо для ПВРД

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

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

Свойства и состав керосина:

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

Вязкость 1,2—4,5 мм²/с (при +20 °C)

Температура вспышки +28…+72 °C

Температура самовоспламенения 400 °С

Теплота сгорания около 43 МДж/кг.

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

1) высокая термоокислительная стабильность;

2) низкотемпературные свойства;

3) противоизносные качества;

4) большая удельная теплота сгорания.

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

Присадки для авиационного керосина:

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

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

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

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

2. ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ В ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ

Горение – распространенное явление. Горение либо контролируется человеком (в энергоустановках и энергооборудовании), либо является неконтролируемым (пожары, взрывы и т.п.). В первом случае практическое применение теории горения направленно на разработку, проектирование и оптимизацию устройств, в которых прогорает топливо. Порядка 90% всей энергии, производимой нами, производится при сжигании различного вида топлив, только в последнее время эта тенденция падает, за счет использования альтернативных источников энергии. Для неконтролируемых процессов горения и детонации роль теории не менее важна и направлена в основном на понимание механизмов горения и взрывов.

Применение теории горения направлено в основном на достижение следующих целей:

1. Экономическая эффективность, эффективное использование топлив.

2. Экологическая чистота и необходимость соответствия технологий сжигания топлива международным стандартам, контролирующим выбросы продуктов сгорания.

3. Безопасность управляемого горения, а также оценка риска и ущерба, вызванного горением при пожарах и взрывах с целью выявления причин аварий и катастроф, разработка методов и регламентов защиты от них.

2.1 Основные типы горения

Горение - это результат быстрой экзотермической реакции окисления горючего, протекающей в локализованной области пространства, называемой пламенем. Богатство проявлений процессов горения и разнообразие пламен затрудняет их единую систематизацию. В частности, в табл. 1 приведена классификация на основе условий протекания процесса.

Фундаментальная трудность изучения, описания и прогнозирования процессов горения заключается в том, что при горении имеет место тесное взаимодействие химических реакций, турбулентности, и сложного (в том числе радиационного) теплообмена. Указанные физико-химические явления имеют существенно разную природу и характеризуются широким спектром пространственных и временных масштабов.

Даже описание каждого из них в отдельности представляет фундаментальные задачи, которые к настоящему времени далеки от исчерпывающего решения.

Табл. 1. Классификация процессов горения

|  |  |
| --- | --- |
| Условия протекания процесса | Классификация |
| Изменение во времени | Стационарное, нестационарное горение |
| Изменение в пространстве | Одно-, двух- и трёхмерные течения |
| Смешение реагентов | Горение перемешанных реагентов, диффузионное горение |
| Условия в потоке | Ламинарное, турбулентное горение |
| Агрегатное состояние реагентов | Однофазное (гомогенное), многофазное (гетерогенное) горение |
| Скорость реакции | Бесконечная скорость реакций (равновесный процесс), конечная скорость реакций (неравновесный процесс) |
| Движущая сила конвекции | Естественно-конвективные и струйные пламена |
| Сжимаемость потока | Постоянная или переменная плотность среды |
| Скорость распространения волны горения | Дефлаграция (дозвуковое трение), детонация (сверхзвуковое горение) |
| Развитие процесса в пространстве | Объёмный взрыв, распространение фронта пламени |

Характеристики и динамика горения существенно зависят от того, произошло ли смешение горючего и окислителя до появления источника зажигания. В самом деле, возможны два основных вида горения.

1. Горение предварительно перемешанных реагентов. Данный вид горения имеет место в газовых турбинах и двигателях внутреннего сгорания, а также в аварийных ситуациях, связанных с длительной утечкой газообразного горючего в окислительную атмосферу. Топливом являются как газообразные, так и конденсированные реакционноспособные материалы, горение которых не требует транспорта реагентов в зону реакции. Типичной является ситуация, когда именно диффузия компонентов определяет скорость процесса в целом.

2. Горение не перемешанных и частично перемешанных реагентов (диффузионное горение). Диффузионными являются, например, пламена, возникающие при горении твёрдых и жидких горючих материалов, газовых струй в окислительной атмосфере, а также факелы в некоторых топках и реактивных двигателях. Для понимания физики диффузионного горения важно помнить, что в этом случае потоки горючего и окислителя разделены в пространстве, в результате чего одновременно протекают два процесса: химическая реакция и транспорт компонентов в зону реакции. Типичной является ситуация, когда именно диффузия компонентов определяет скорость процесса в целом.

В свою очередь, горение предварительно перемешанных реагентов может протекать в следующих режимах.

1) Быстрое энерговыделение в объёме, занятом реакционноспособной смесью, без формирования фронта (волны) горения, распространяющегося по веществу. Примером является самовоспламенение реакционноспособных смесей, протекающее по тепловому механизму, которое также называют тепловым взрывом.

2) Дефлаграция - распространение волны горения по реакционноспособной смеси с дозвуковой скоростью.

3) Детонация - распространение волны горения по реакционноспособной смеси со сверхзвуковой скоростью.

В то время как в первом из указанных режимов реакция протекает в объёме, занимаемом смесью, для второго и третьего режимов характерно формирование и распространение волны горения - узкой пространственной зоны, разделяющей исходную смесь реагентов и продуктов сгорания. Волна горения, также называемая пламенем, движется в сторону несгоревшей смеси.

Фундаментальными отличиями диффузионного горения являются раздельная подача окислителя и горючего в зону реакции и невозможность формирования движущейся волны горения. В результате оказывается, что каждый из перечисленных режимов горения требует построения специальной теории и разработки особых методов математического моделирования и численного расчета.

Практическая значимость и чрезвычайная сложность рассматривае­мых явлений стимулируют постоянное развитие науки о горении. При этом углубляется понимание характерных для горения физических процессов, совершенствуются теоретический фундамент и вычислительные технологии, создаются мощные вычислительные коды. Как результат, современная теория горения является синтетической дисциплиной, которая объединяет в себе термодинамику, химическую кинетику, газодинамику, тепло - и массоперенос, теорию турбулентности, математическую физику и вычислительную математику.

Современная теория горения существенно опирается на средства математического моделирования и численные расчёты. Однако наряду с детальным анализом горения, выполняемым в исследовательских целях, инженерная практика требует привлечения приближенных методов расчёта основных характеристик процесса (максимальная и средняя температура, мощность тепловыделения, давление, тепловые потоки). Для оценивания этих характеристик большое значение имеют упрощённые теоретические подходы и эмпирические формулы.

Приближенный анализ процесса горения часто основывается на глобальной реакции следующего вида: Горючее + Окислитель —» Продукты. При протекании реакции выделяется некоторое количество тепла, зависящее от типа реагентов (горючее и окислитель) и условий протекания реакции. Ключевой характеристикой процесса горения является мощность энерговыделения, которая получается при умножении теплоты сгорания на скорость выгорания горючего (скорость реакции).

В данной работе будет рассмотрено диффузионное горение топлива. Согласно данной модели, термохимические параметры могут быть поставлены в зависимость от единственного параметра: смесевой доли, обозначаемой как *f*. Смесевая доля – массовая доля топлива в смеси. Это локальная массовая доля сгоревших и несгоревших топливных элементов (С, Н и других) среди всех компонентов смеси. Такой подход целесообразен, поскольку атомарные элементы сохраняются в химических реакциях. В свою очередь, смесевая доля является постоянной скалярной величиной, поэтому управляющее уравнение переноса не имеет переменной-источника. Тогда описание процесса горения сводится к проблеме смешения компонентов, а сложность с определением скорости химической реакции отпадает.

2.2. Диффузионное горение

Диффузионное горение сопровождается формированием пламени, основным признаком которого является раздельный подвод горючего и окислителя в зону реакции. Диффузионное пламя имеет ряд особенностей, отличающих его от пламени, распространяющегося в предварительно перемешанной реакционноспособной смеси.

1. При диффузионном горении окислитель и горючее поступают в зону реакции с разных сторон. При этом реакция сосредоточивается вблизи поверхности, где имеет место стехиометрическое соотношение концентраций окислителя и горючего.

2. В неподвижной среде стационарное диффузионное пламя суще­ствовать не может: с течением времени зона реакции заполнится продуктами, и пламя погаснет.

3. Диффузионное пламя может поддерживаться стационарным только в условиях противоположно направленных (сталкивающихся) струй горючего и окислителя. Поле скорости в области столкновения струй деформировано.

4. При диффузионном горения отсутствует характерная скорость распространения фронта.

5. Кроме того, отсутствует и характерная толщина фронта. Фактическая толщина фронта в движущейся среде зависит от степени деформации ноля скорости. В неподвижной среде толщина фронта неограниченно растёт со временем из-за диффузии.

Приведённый перечень показывает, что столь знакомый объект (пламя свечи – это тоже диффузионное пламя) требует специального подхода для моделирования, а методы, разработанные для перемешанных пламен, не могут быть непосредственно применены к диффузионным.

Существует несколько конфигураций, в которых возникает диффузионное пламя: противоположно направленные струи горючего и окислителя, набегание потока окислителя па поверхность испаряющегося жидкого горючего, испарение капли жидкого горючего (рис. 2.1). Пористые плоскость, цилиндр или сфера, через поверхность которых горючее подаётся в набегающий поток окислителя (случаи, аналогичные рис. 2.1, б и в), используются для лабораторных исследований диффузионного пламени. Наконец, диффузионное пламя формируется при истечении струи горючего в окислительную атмосферу. Образующийся при этом факел сравнивается с факелом, образующимся при истечении из отверстия и горении предварительно подготовленной топливной смеси.

Факелы перемешанного и диффузионного пламени отличаются формой поверхности, вблизи которой выделяется основная часть теплоты сгорания. Отличается и механизм формирования указанной поверхности: при горении перемешанной смеси это результат движения фронта реакции навстречу набегающему потоку реагентов, а при диффузионном горении - результат диффузии реагентов в направлении зоны реакции.

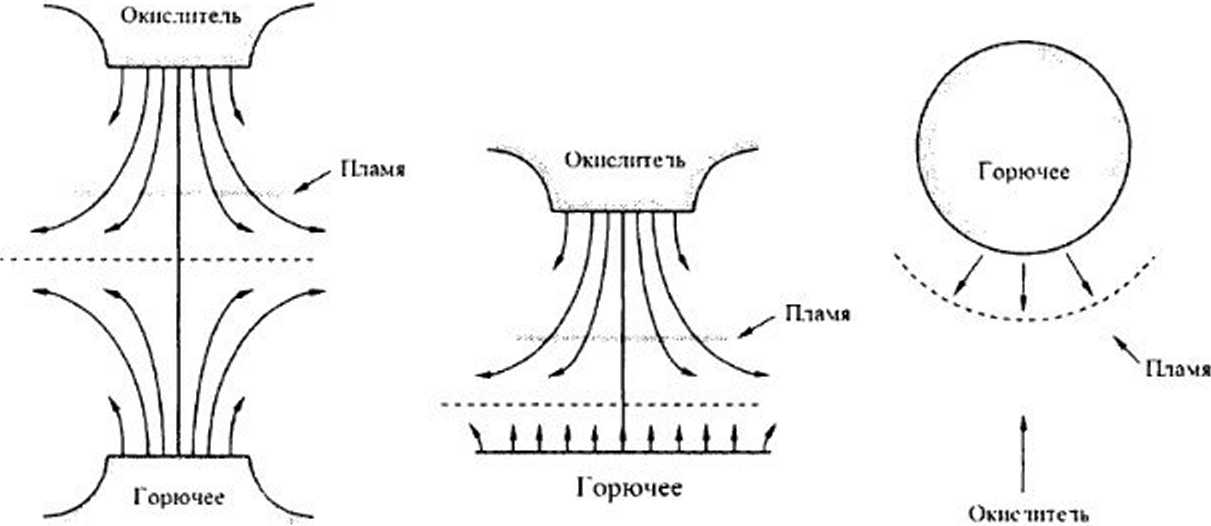
 а). б). в).

Рисунок 2.1 - Геометрические конфигурации, в которых формируется диффузионное пламя. Пунктирными линиями показана поверхность торможения

В данной работе для получения приближенных результатов предполагается использовать модель горения, доступную в ANSYS Fluent – Non-premixed combustion (горение предварительно не перемешанной смеси). Если процесс горения определяется диффузией компонентов реагирующей смеси, то химические процессы могут быть смоделированы как химически равновесные с помощью модели Equilibrium model (равновесная модель). При подключении равновесной модели необходимо добавить основные химические элементы – топливо и окислитель, указав доли их содержания в топливной смеси.

3. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Для моделирования процессов в камере сгорания модельной установки, имитирующей проточный тракт ГПВРД, используется модель турбулентного течения химически реагирующей многокомпонентной смеси. Задача решается в стационарной постановке.

Уравнения модели включают в себя уравнения газовой динамики и теплообмена, уравнения модели турбулентности и уравнения, описывающие модель горения многокомпонентной смеси.

Система уравнений газовой динамики представляет собой уравнения Навье-Стокса (RANS) в консервативной форме:

где – статическое давление, и – молекулярная и турбулентная (полученная путем осреднения различных функционалов от мелкомасштабных пульсаций) компоненты тензора вязких напряжений, – гравитационная сила, – внешние силы, - эффективный коэффициент теплоотдачи, энтальпия образования -того элемента , - диффузионный член, - источниковый член энергии.

Уравнение энергии (1.3), решаемое при использовании модели горения с предварительно не перемешанными горючим и окислителем в условии неадиабатичности течения, заменяется уравнением относительно полной энтальпии *H:*

где – удельная полная энтальпия, – удельная полная энергия газа, – удельная внутренняя энергия газа, турбулентная вязкость, =0.85.

До настоящего времени в программных пакетах применяется в большей степени k–ε модель турбулентности [4], а также ее модификации. К недостаткам этой модели можно отнести низкую точность при моделировании течений с отрывом от гладких поверхностей, а также необходимость использования специальных приемов при расчете пристеночных течений.

Этих недостатков не наблюдается у другой популярной модели турбулентности, используемой при моделировании, а именно k–ω модели турбулентности. В ней вместо ε вторым параметром является частота турбулентных пульсаций ω. Недостатком k–ω модели, в отличие от k–ε модели, является достаточно сильная зависимость результатов расчета от значений ω, задаваемых во входном сечении.

Одной из модификаций стандартной k-**ε** модели является Realizable k-εмодель. Она была относительно недавно разработана и отличается от стандартной:

1). Улучшенная форма записи турбулентной вязкости.

2). Новое уравнение переноса скорости диссипации, ε, получено из точного уравнения переноса среднеквадратичного пульсационного вихря.

Термин Realizable означает, что модель разрешает некоторые математические ограничения Рейнольдсовых напряжений, которые могут быть в турбулентных течениях. Преимущество Realizable k-ε модели состоит в том, что она более точно предсказывает распределение диссипации плоских и круглых струй. Это также вероятно обеспечит более лучшее предсказание вращающихся потоков, пограничных слоев подверженных сильным градиентам давления, отрывных течений и обратных течений.

В работе [6] Ментер предложил модель, конкретизировав формулу весовой функции F1 и установив ограничитель на значения коэффициента μ. Это позволило точнее моделировать отрыв потока от гладких поверхностей. Она получила название SST (Shear Stress Transport – модель переноса сдвиговых напряжений), объединив в себе лучшие стороны k-ω и k-ε моделей. Тем самым при расчете потока дает хорошие результаты, в частности, как при отрыве потока, так и при больших градиентах давления. Помимо этого, модель показала себя надёжной и не требовательной к вычислительной мощности. SST k-omega model дает хорошие результаты при расчетах таких явлений как отрыв потока при вдувании потока воздуха в пограничный слой.

Используется двухслойная модель переноса сдвиговых напряжений SST k-omega model (наиболее гибкая модель), позволяющая хорошо считать, как пристеночные течения, так и течения внутри большой расчетной области. Данная модель хорошо зарекомендовала себя за более чем 20-ти летнюю историю применения и позволяет использовать ее для большинства течений, в том числе реагирующих течений в каналах.

Уравнения модели турбулентности имеют вид:

где и – эффективная диффузия кинетической энергии турбулентности *k* и ω соответственно, - отвечает за производство кинетической энергии турбулентности *k* за счет градиента скорости, – отвечает за производство ω, и – отвечают за диссипацию *k* и ω за счет турбулентности, – перекрестный диффузионный член, и - источниковые члены, задаваемые пользователем исходя из условий задачи.

Для моделирования процесса горения используется равновесная **модель предварительно не перемешанных компонент (**Non-Premixed Equilibrium Model**). Она была разработана для моделирования диффузионных турбулентных племён и основана на использовании понятия переменной смешения f.**

**Переменная смешения f используется для характеристики диффузионных племён и представляет собой отношение массового расхода горючего компонента к суммарному массовому расходу компонентов горючего и окислителя:**

|  |  |
| --- | --- |
|  | **(1.7)** |

**На входной границе горючего компонента f=1, на входной границе окислителя f=0, а 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. К ним относятся:**

**- потоки горючего и окислителя подаются раздельно в камеру сгорания;**

**- равенство коэффициентов диффузии (это условие является приемлемым для турбулентных потоков);**

**- число Льюиса , где D – коэффициент диффузии, a – 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;**

**В рамках принятых допущений уравнения переноса компонентов можно свести к единственному уравнению относительно сохраняющейся скалярной величины – переменной смешения f. В этом уравнении отсутствуют нелинейные источниковые члены, т.к. переменная смешения по своему определению привязана не к компонентам (CO, CO2 и т.д.), а к атомам веществ (C, H, O и т.д.). И поскольку при химических реакциях меняются массы веществ, а атомы остаются неизменными, то и переменная смешения является скалярной величиной без источника. Однако, бывают и исключения, например, испарение газообразной компоненты с поверхности частицы. В этом случае переменная смешения не является скалярной величиной.**

**Уравнение переноса, осредненное по Фавру, имеет вид:**

**где**  - турбулентная вязкость, - турбулентное число Прандтля.

**В рамках данной модели все массовые доли компонент Yi, плотностьи температура T являются функциями только переменной смешения, т.е.**

**В случае, когда рассматривается не адиабатный процесс, искомые параметры будут зависеть еще и от энтальпии h:**

**Рассматривая турбулентные течения, необходимо учитывать, что любая скалярная величина претерпевает некоторые изменения(колеблется), которые могут приводить к значительным колебаниям значений искомых параметров, например, приводить к значениям температуры выше энергии активации. Поэтому при моделировании горения необходимо учитывать турбулентно-химическое взаимодействие.**

**В данной модели это взаимодействие учитывается статистическим образом при помощи функции плотности вероятности. В пакете** ANSYS Fluent **имеется две ее разновидности: β-функция и двойная δ-функция Дирака. Они зависят от значений своих матожидания и дисперсии. Наиболее часто при описании флуктуаций турбулентности встречается β-функция.**

**Уравнение переноса дисперсии переменной смешения:**

**где**  , .

**Таким образом, система уравнений, решаемых в рассматриваемой модели горения, состоит из двух уравнений (1.8) - (1.9).**

**В качестве искомого решения используется осредненное значение параметра, которое получается следующим образом: из термодинамического расчета (без кинетики) определяются зависимости параметров равновесия (массовые доли и концентрации компонент, температура и др.) от параметра смешения, затем используя известную (заданную) функцию плотности вероятности** , интегрируем и получаем осредненную величину параметра:

**Еще одной особенностью данной модели является то, что значения осредненных параметров для определенной химической модели (например, равновесной) и функции плотности вероятности можно занести в справочную таблицу и при необходимости обращаться к ней в процессе счета, что позволяет сократить счетное время решения задачи. В программном комплексе имеется возможность посмотреть данные этой таблицы.**

Для моделирования процессов в камере сгорания модельной установки, имитирующей проточный тракт ГПВРД, используется модель турбулентного течения химически реагирующей многокомпонентной смеси. Задача решается в стационарной постановке.

Уравнения модели включают в себя уравнения газовой динамики и теплообмена, уравнения модели турбулентности и уравнения, описывающие модель горения многокомпонентной смеси.

**Таким образом, математическая модель** турбулентного течения химически реагирующей многокомпонентной смеси**, описывающая процессы в** камере сгорания модельной установки, имитирующей проточный тракт ГПВРД, состоит из уравнений (1.1) - (1.2), (1.4) - (1.6), **(1.8) - (1.9). Данная система дополняется уравнениями состояния совершенного газа для каждого компонента топливно-воздушной смеси.**

4. ГЕОМЕТРИЯ РАСЧЕТНОЙ ОБЛАСТИ

В качестве геометрической модели расчетной области рассматривается камера сгорания модельной установки, имитирующей проточный тракт ГПВРД. В центральном сечении камеры сгорания расположены пилоны с отверстиями для подачи топлива. Продукты сгорания вытекают в специальный раструб.

Геометрия расчетной области представляет собой тракт прямоугольного переменного поперечного сечения протяженностью 1225 мм с тремя пилонами в центре канала и последующего раструба цилиндрической формы протяженностью 600 мм и диаметром 240 мм (рис. 4.1).

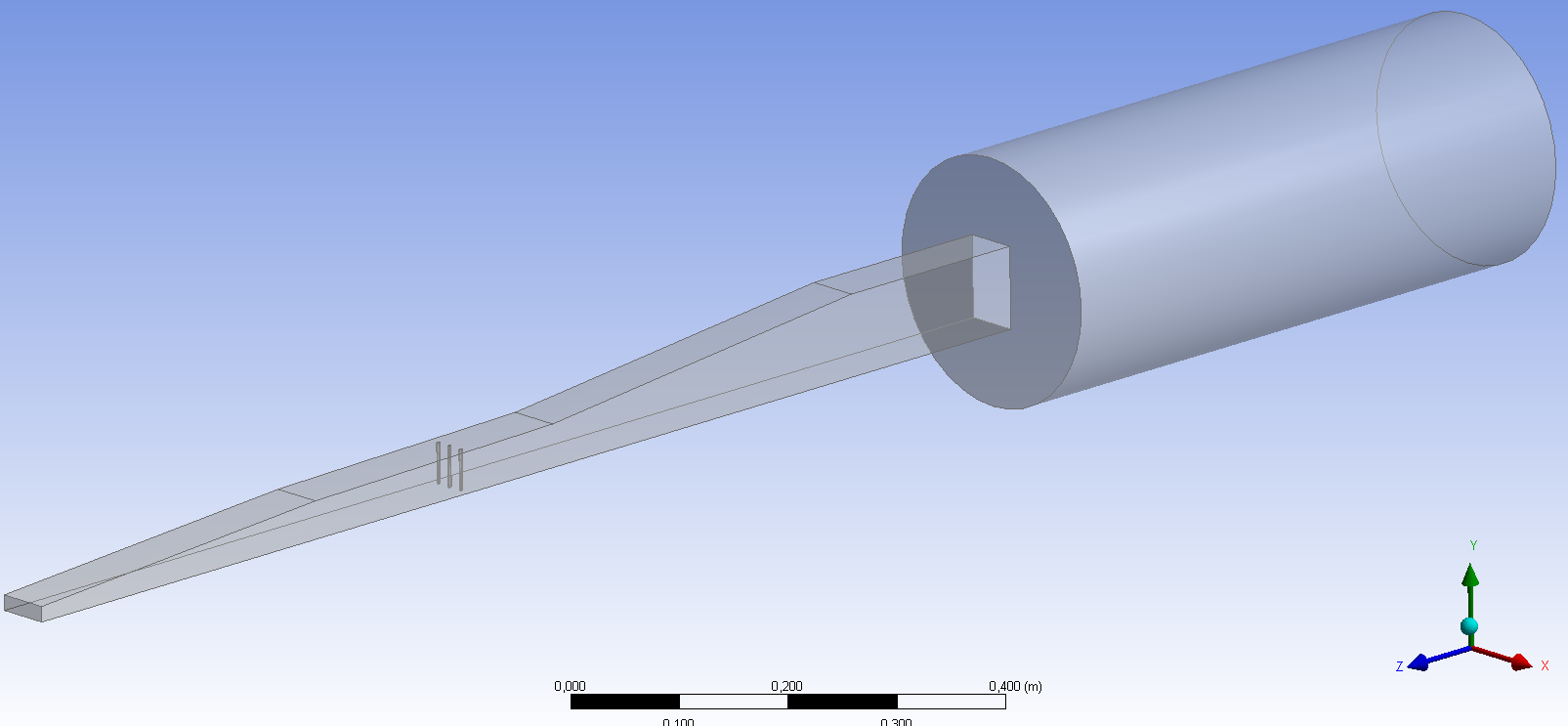
****

Рисунок 4.1 – Общий вид расчетной геометрии

Пилоны представляют собой столбы высотой 40 мм ромбовидного сечения с диагоналями 4 мм и 2 мм. На стыке граней каждого пилона расположены по 5 отверстий диаметром 0.8 мм с шагом 9 мм. Эти отверстия имитируют форсунки для подачи топлива (рис. 4.2).

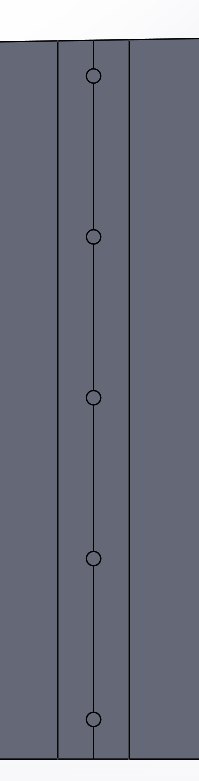
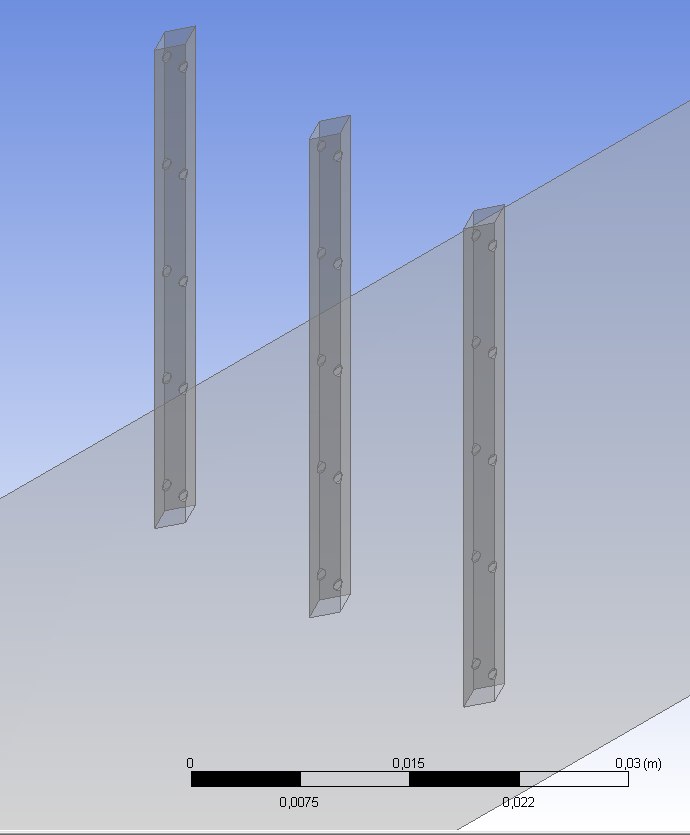


Рисунок 4.2 – Общий вид геометрии пилонов (слева) и вид в сечении (справа)

5. ПОСТРОЕНИЕ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ

При расчетах реальных трехмерных объектов традиционно одним из наиболее трудоемких и затратных по времени этапов в процессе построения численной модели является подготовка расчетной сетки приемлемого качества. Для достижения указанной цели используется ряд автоматических инструментов с широким набором средств контроля качества и параметров получаемой объемной численной сетки.

Как правило, начальным шагом для создания сетки является описание поверхности, ограничивающей заданное трехмерное тело. Входные данные представляют собой поверхность (или несколько поверхностей в случае задачи с несколькими расчетными областями), которая служит основой для построения объемной сетки. Такая поверхность должна удовлетворять определенным требованиям: замкнутость, отсутствие самопересечений, отсутствие трещин, триангуляция приемлемого качества и т.п. На практике CAD-поверхности реальных промышленных объектов лишь только в исключительных ситуациях удовлетворяют необходимым критериям. В подавляющем большинстве случаев поверхность нуждается в дополнительной подготовке [8].

Для этого применяются автоматические инструменты создания и редактирования поверхностных сеток, что позволяет значительно сократить затрачиваемое время и практически полностью исключить подготовку сетки «вручную». В первую очередь исправляются дефекты CAD-геометрии (отверстия, самопересечения и т. д.), что позволяет получить на выходе замкнутую поверхность с требуемой степенью детализации. Затем создается треугольная поверхностная сетка, обладающая необходимыми параметрами (степень гладкости в областях с высокой кривизной, уровень разрешения тонких мест, скорость роста характерного размера поверхностных ячеек при удалении от областей с высокой детализацией, сохранение топологических особенностей, локальное измельчение сетки и т. д.). Результирующая поверхностная сетка является основой для построения объемной сетки.

Объемная сетка для моделирования течений жидкостей и газов, как правило, состоит из двух основных частей: призматической и внутренней. Для создания пристеночного призматического слоя с заданным числом ячеек в направлении от стенки, законом роста и полной толщиной слоя используются два возможных подхода. В первом строится поверхностная сетка, отстоящая от исходной на полную толщину слоя. Получившийся таким образом пристеночный объем разрезается на заданное число призматических слоев.

Такой подход обычно не гарантирует создание призматического слоя с заданными параметрами и требуемой полной толщиной в областях со сложной геометрией. В таких случаях предпочтительней использовать метод последовательного создания призматических слоев, допускающий модификацию поверхностной сетки текущего слоя (коллапс ребер, разрезание ячеек, оптимизация положения вершин и т. д.), что позволяет создать слой призматических ячеек, проникающий значительно дальше от стенок вглубь расчетной области.

Для заполнения внутреннего объема также могут использоваться различные подходы: тетраэдры, усеченные ячейки (гексагональные во внутренней части и многогранные на границе расчетной области), а также многогранные ячейки во всей счетной области.

Построение геометрии производилось в приложении SolidWorks [12], а построение сетки в Meshing [13]. Применялась сетка с тетраэдрическими ячейками во внутреннем объеме расчетной области. Сгущение сетки применялось к контуру камеры сгорания и более сильное сгущение к пилонам. Для выходного раструба число ячеек было значительно уменьшено, т.к. не стоит задачи расчёта точных параметров в нем.

При расчетах использовалась поли-гексагональная сетка (лучше подходит для Fluent в отличие от тетраэдральной) с полным числом элементов, равным порядка 15000000. Элементы расчетной сетки представлены на рис. 5.1-5.2.

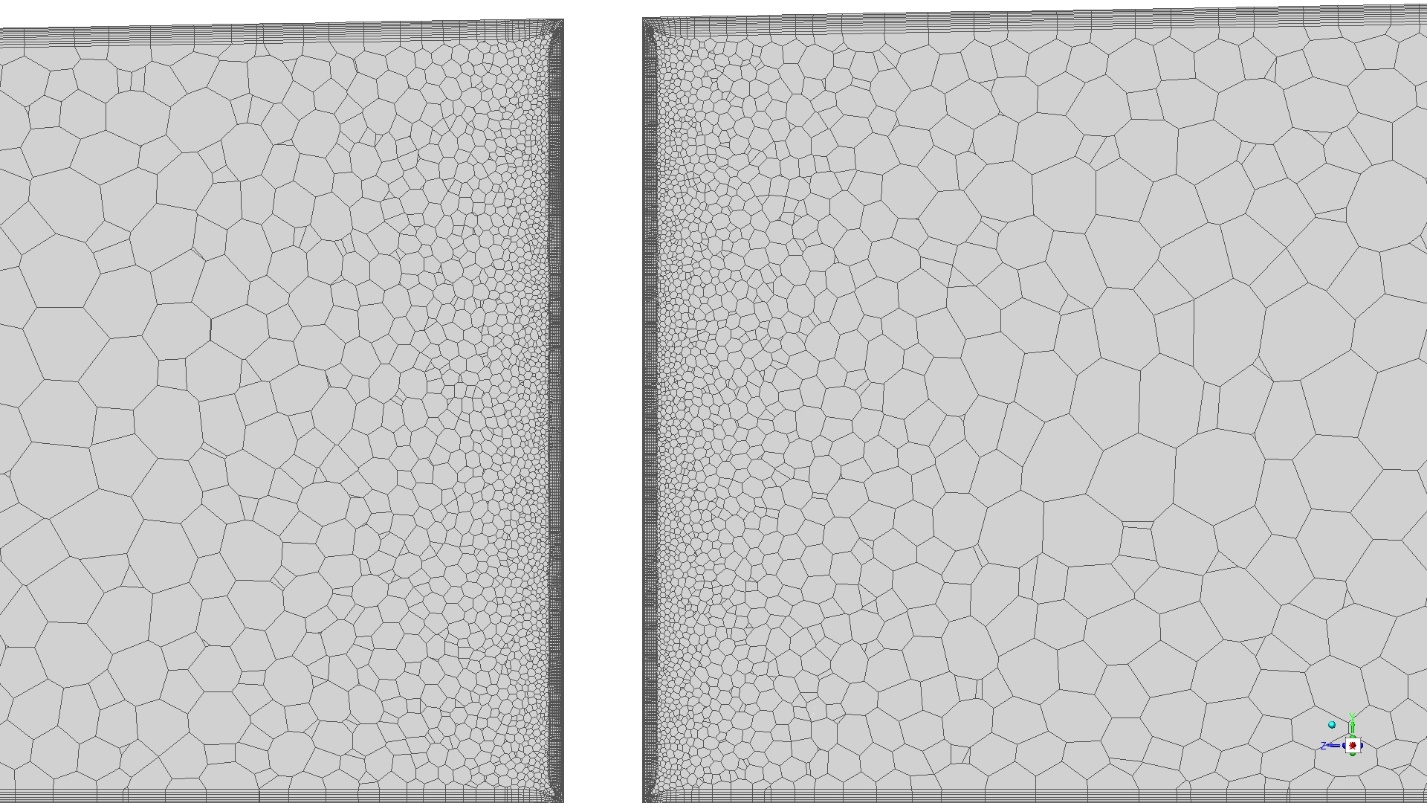


Рисунок 5.1 – Сгущение сетки к пилонам и форсункам

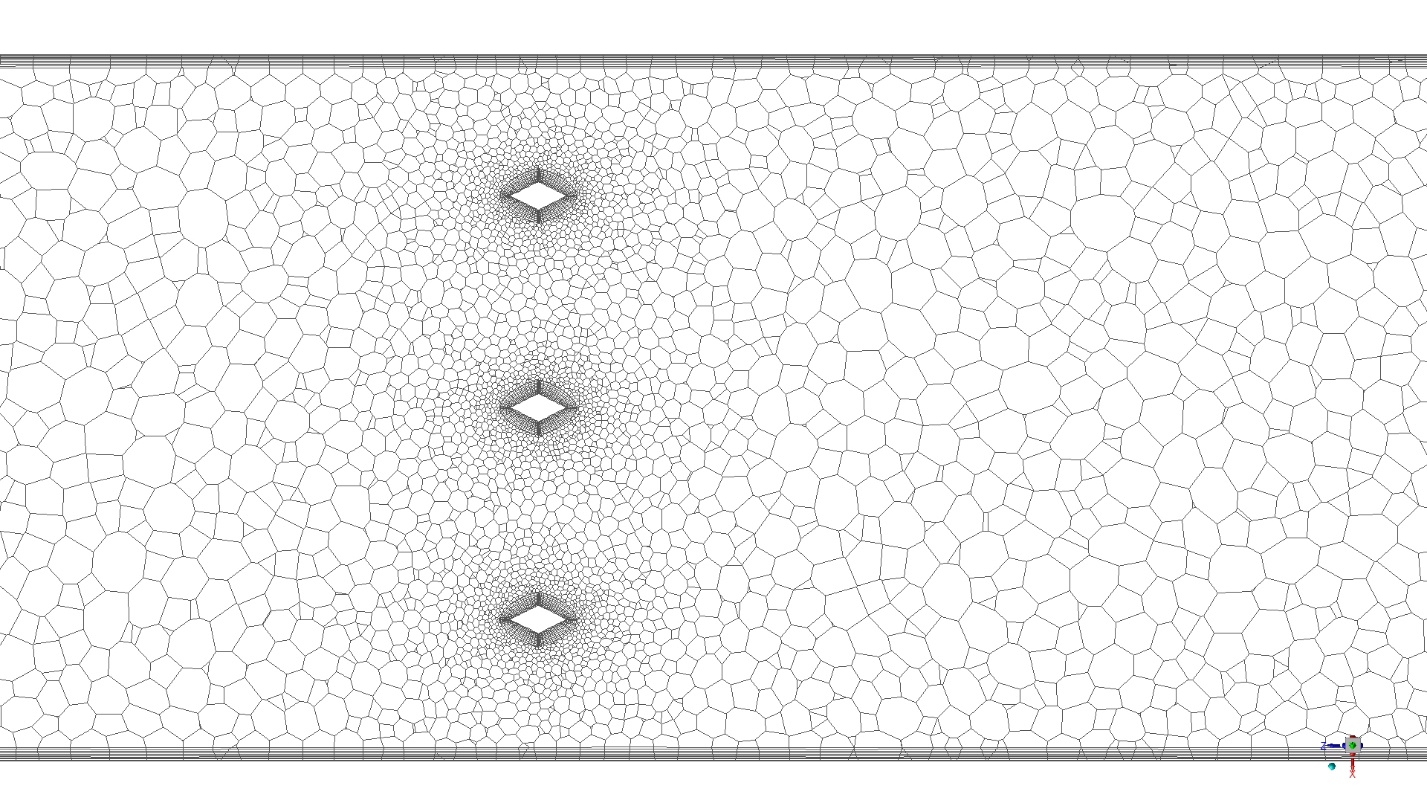


Рисунок 5.2 –Сетки в сечении у пилонов

6. НАСТРОЙКА МАТМОДЕЛИ В ANSYS Fluent

Работа в программном комплексе ANSYS Fluent состоит из следующих основных этапов:

- проверка качества и редактирования (при необходимости) сетки;

- масштабирование сетки;

- выбора типа решателя и постановки задачи;

- задание свойств рабочего тела;

- выбора физических моделей, используемых при расчете;

- выбора модели турбулентности;

- выбора модели горения;

- задание граничных условий;

- настройка параметров расчета;

- расчет задачи;

- визуализация решения и анализ полученных результатов.

Ниже описываются лишь некоторые из настроек.

*Выбор типа решателя.* Программа ANSYS Fluent позволяет использовать четыре алгоритма решения [11]:

Pressure Based Implicit (в отечественной литературе его называют неявный алгоритм установления);

Density Based Implicit – неявный алгоритм расщепления;

Density Based Explicit – явный алгоритм расщепления;

Pressure Based coupled – алгоритм, появившийся в последней версии программы. Используется для поиска полей скоростей и давления в нем используется алгоритм расщепления, а для остальных параметров – алгоритм установления. Алгоритм Pressure Based изначально разрабатывался для низкоскоростных потоков (М≤0,8).

Density Based алгоритм - создавался для расчетов высокоскоростных, транс - и сверхзвуковых потоков.

С развитием этих двух решателей границы применения каждого из них размылись, и стало возможным решение большинства задач обоими решателями. В качестве типа решателя был выбран Pressure Based coupled.

При выборе решателя необходимо указать, будет ли решение стационарным (Steady) или нестационарным (Transient), будут ли параметры потока изменяться во времени. В данной работе расчёт в нестационарной постановке .

*Задание свойств рабочего тела.* Необходимо определить компоненты и их свойства, необходимые для расчета. В данных случаях рабочими телами являются:

1) Воздух и керосин.

2) Воздух с повышенным содержанием кислорода и керосин

Керосин полагается находящимся в жидкой фазе.

*Задание граничных условий.* Важной составляющей успешного решения системы уравнений Навье – Стокса является корректное задание граничных условий [4]. Задание граничных условий на непроницаемых стенках не представляет собой значительных затруднений. В этом случае на стенке задается условие равенства нулю всех компонентов вектора скорости, а также задается температура стенки или тепловой поток через нее (граничные условия первого или второго рода).

Программа ANSYS Fluent поддерживает достаточно большой выбор граничных условий, из которых наиболее часто используются следующие [14]:

Pressure inlet – полное давление и температура на входе в расчетную область;

Velocity inlet – вектор скорости и температура на входе в расчетную область;

Massflow inlet – массовый расход и полная температура потока на входе в расчетную область;

Pressure outlet – статическое давление на выходе;

Outflow – граничное условие, показывающее какая доля расхода выходит, через данную границу;

Wall – стенка;

Periodic – периодическое граничное условие;

Symmetry – граничное условие симметрии;

Axis – ось для осесимметричных задач;

Pressure farfield– постоянное давление и направление потока на удалении от объекта (применяется для решения задач внешнего обтекания).

Остальные граничные условия выбираются при решении специализированных задач и редко используются. Граничные условия Velocity inlet и Outflow можно применять только при исследовании несжимаемых потоков. Использование их в задачах с учетом сжимаемости некорректно.

Параметры, которые необходимо ввести в меню граничных условий зависят от подключенных физических моделей. При исследовании течения газов в элементах двигателей наиболее часто на входе задаются граничные условия Pressure inlet или Mass flow inlet, а на выходе Pressure outlet [15].

В нашем случае граничными условиями будут (рис.5.1):

1). Для задания расхода керосина из форсунок - Mass flowinlet. Расход 30 г/сек при температуре 300 К (граница F).

2). Для задания расхода подогретого воздуха на входной границе - Mass flow inlet. Расход 550 г/сек при температуре 700 К (граница B).

3). Pressure outlet – статическое давление на выходе (граница C).

4). Wall – стенка тракта, пилоны, раструб (границы D, E, A).

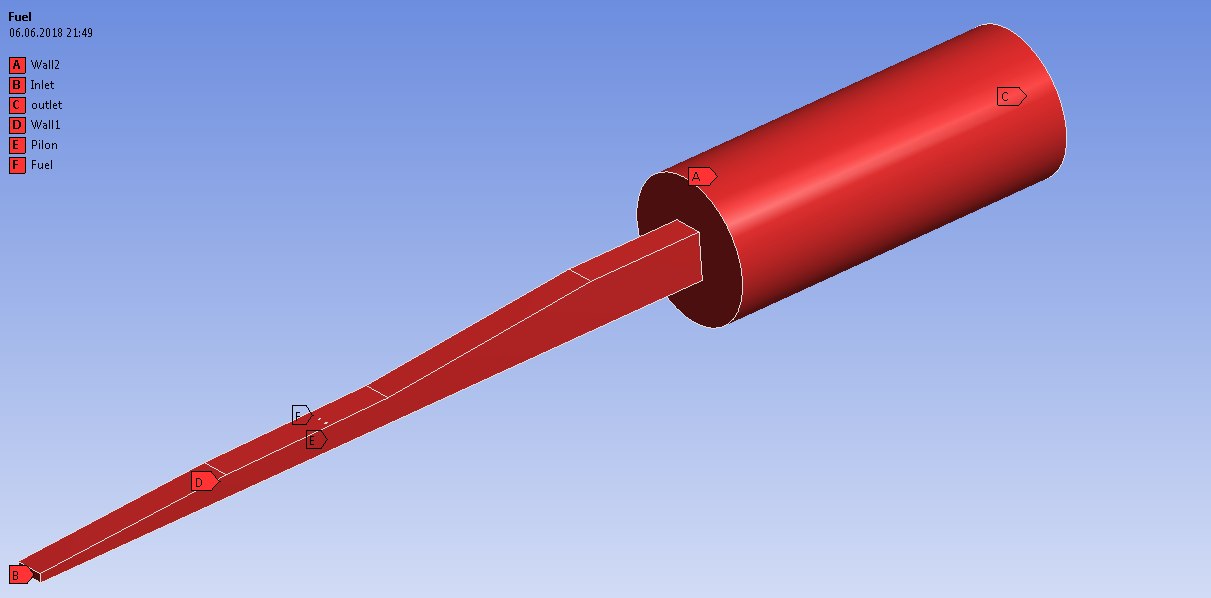


Рисунок 6.1 – Зоны для задания граничных условий.

*Дискретизация уравнений.* Дискретизация для уравнений модели турбулентности: Second Order upwind– используется для треугольных и тетраэдальных расчетных сеток сходимость достигается тяжело, неплохой порядок точности, в основном используется для второго приближения. Расчет этой схемой имеет малую скорость сходимости решения. Рекомендуется использовать эту схему для достижения высокого порядка точности.

Дискретизация уравнения для давления: Second Order.

Дискретизация уравнения для плотности Second Order Upwind.

Для вычисления градиента искомых величин использовалась дискретизация по грани ячейки расчётной области: Green gauss node based.

7. РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Вычислительное моделирование процесса горения топливно-воздушной смеси в камере сгорания проточного тракта энергоустановки проводилось для двух режимов:

1) режим горения смеси керосин + воздух (массовая доля кислорода 23,3%);

2) режим горения смеси керосин + обогащенный кислородом воздух (массовая доля кислорода 27%)

На рисунках 7.1-7.11 представлены результаты расчета.

На рисунках 7.1-7.8 показаны картины распределения скоростей и температуры в камере сгорания, массовые доли основных компонентов реакции горения.

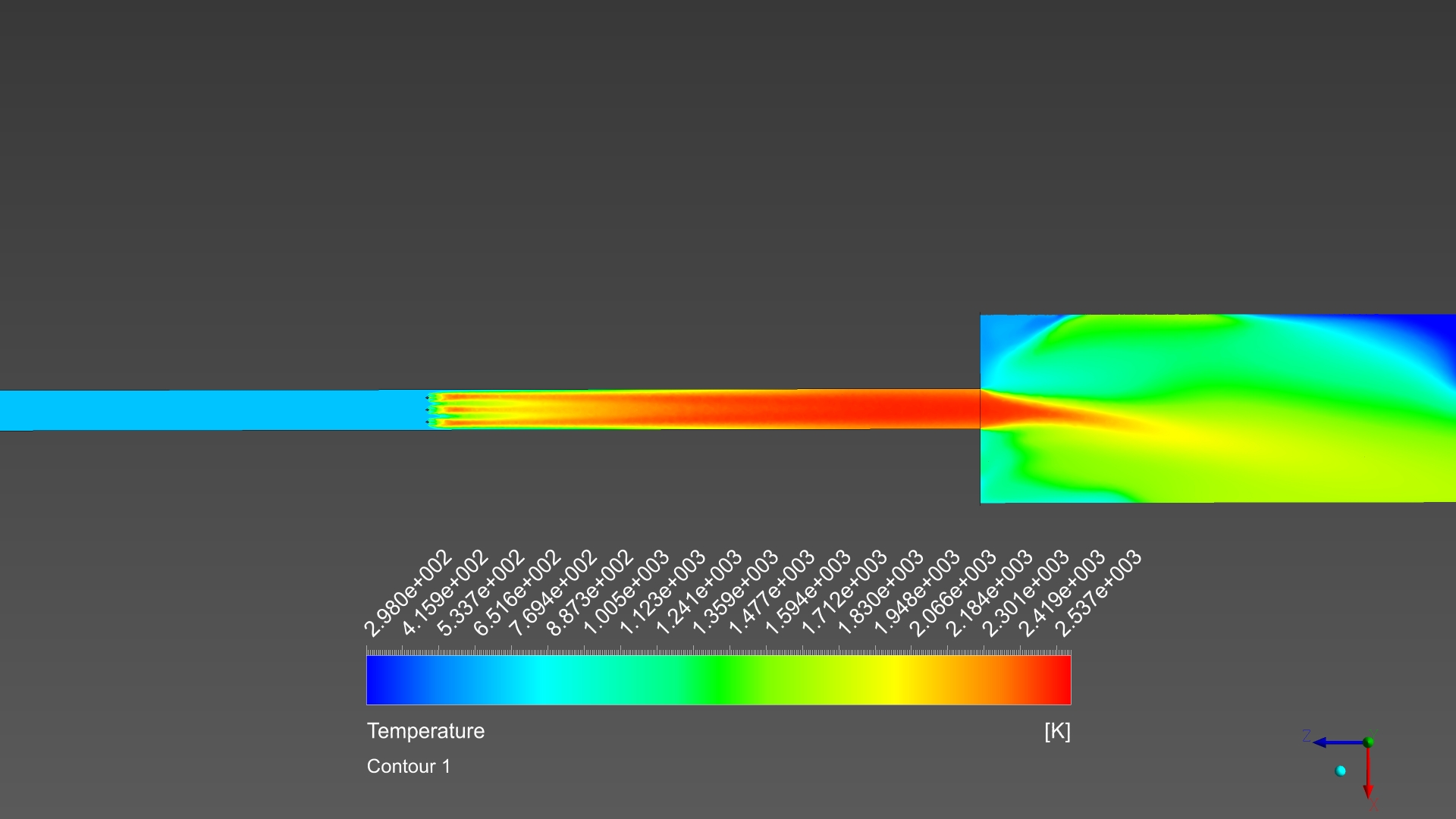
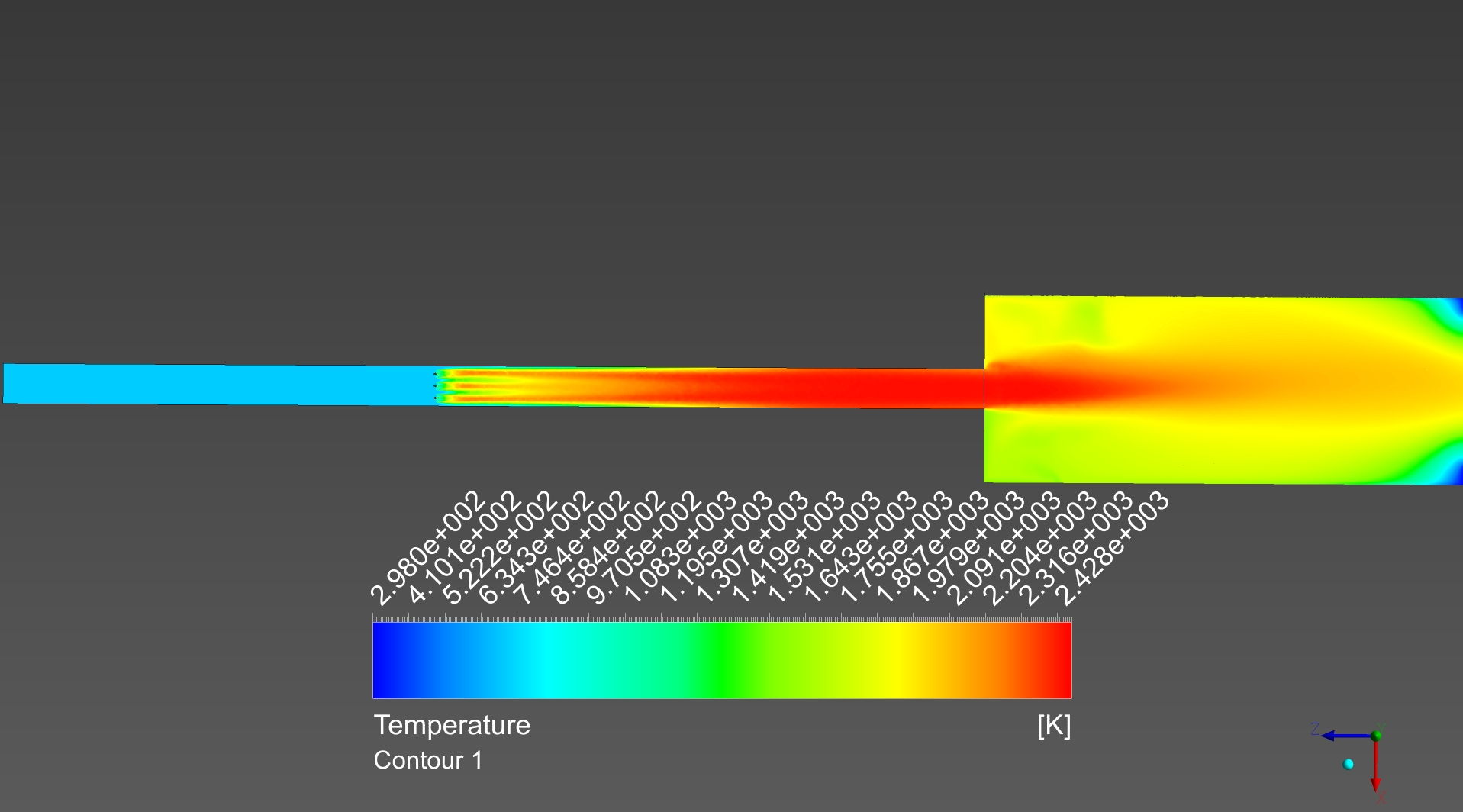


Рисунок 7.1- Распределение поля температуры по тракту камеры сгорания (сверху 1-й режим, снизу 2-й. (вид сверху))

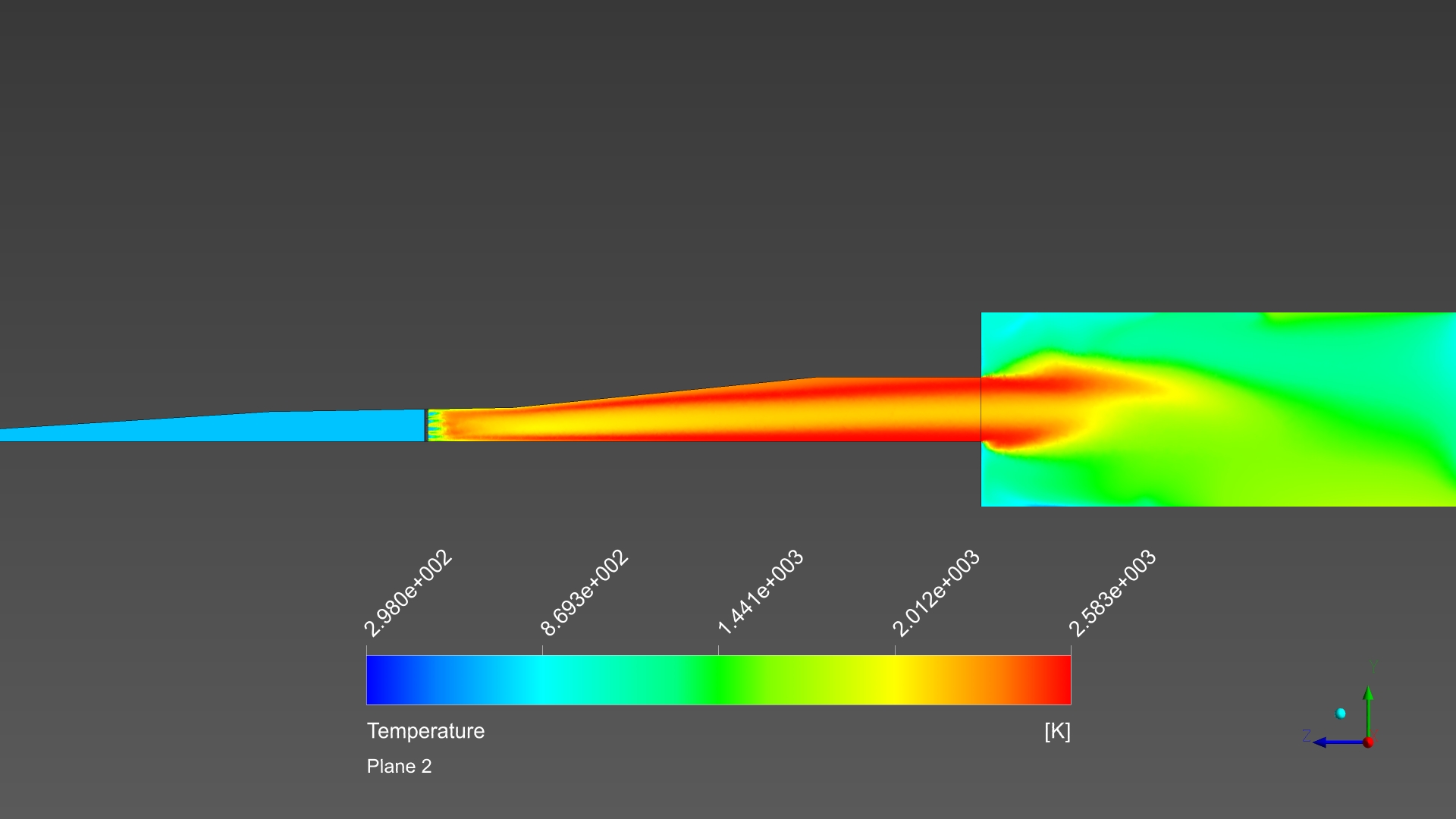
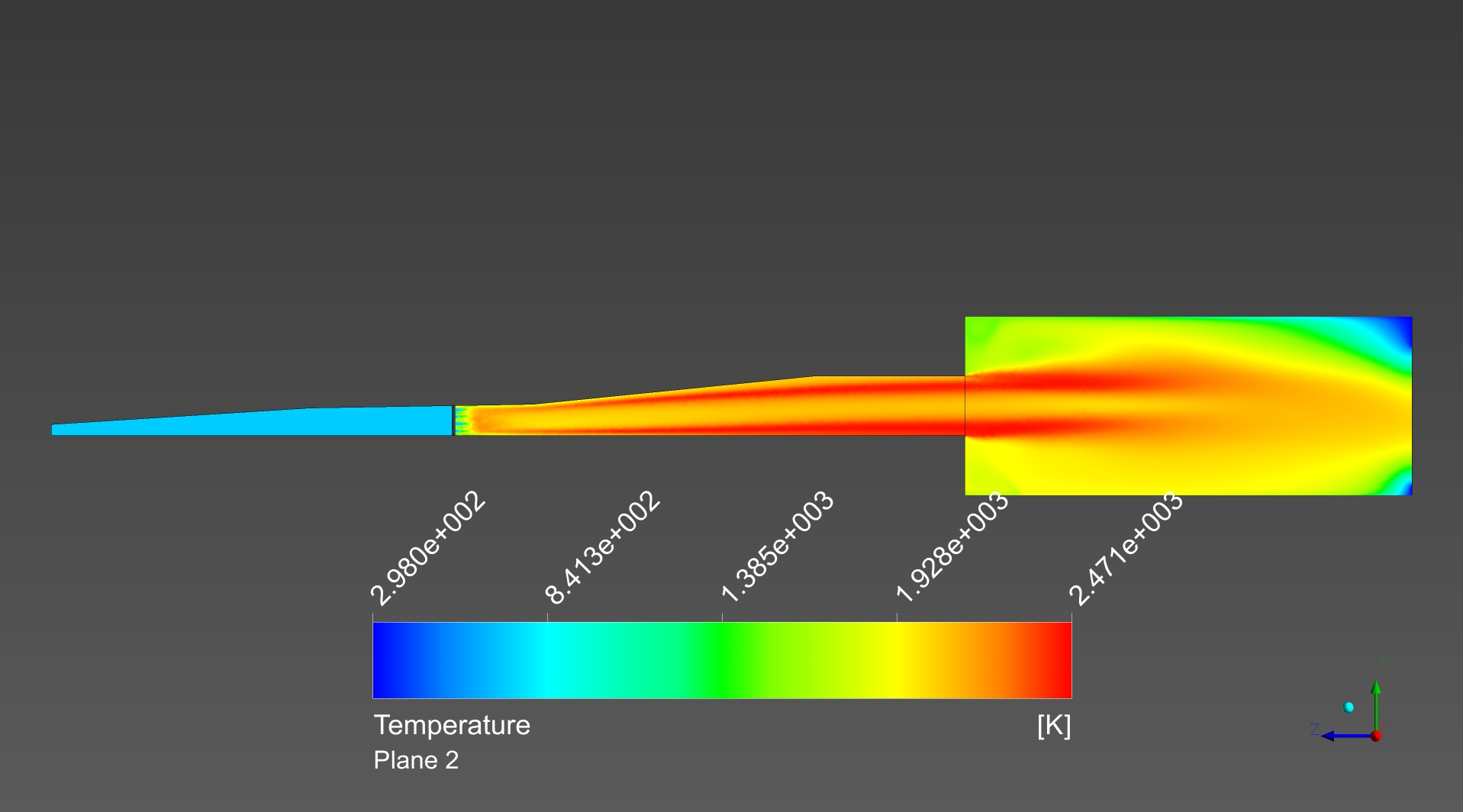
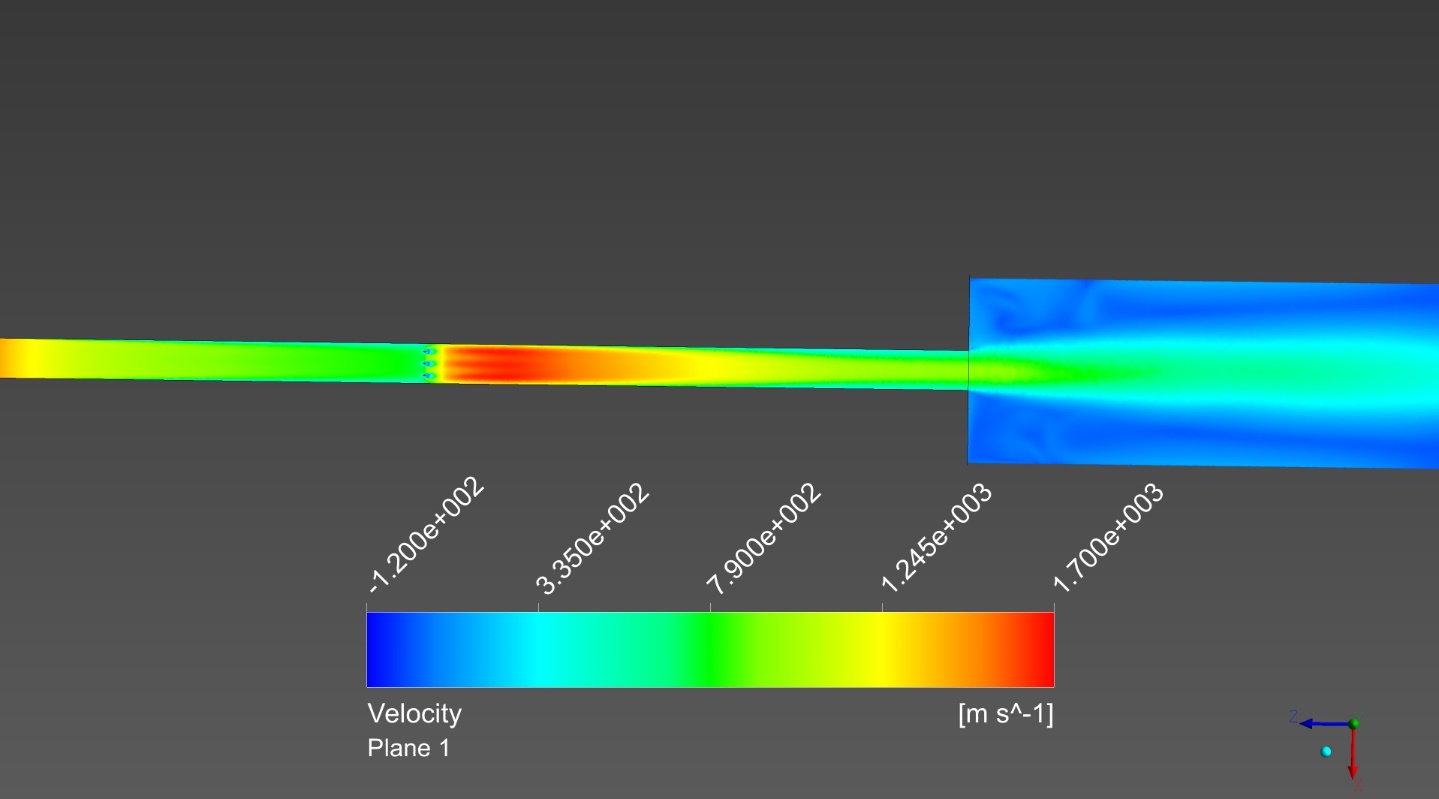


Рисунок 7.2- Распределение поля температуры по тракту камеры сгорания (сверху 1-й режим, снизу 2-й. (вид сбоку))



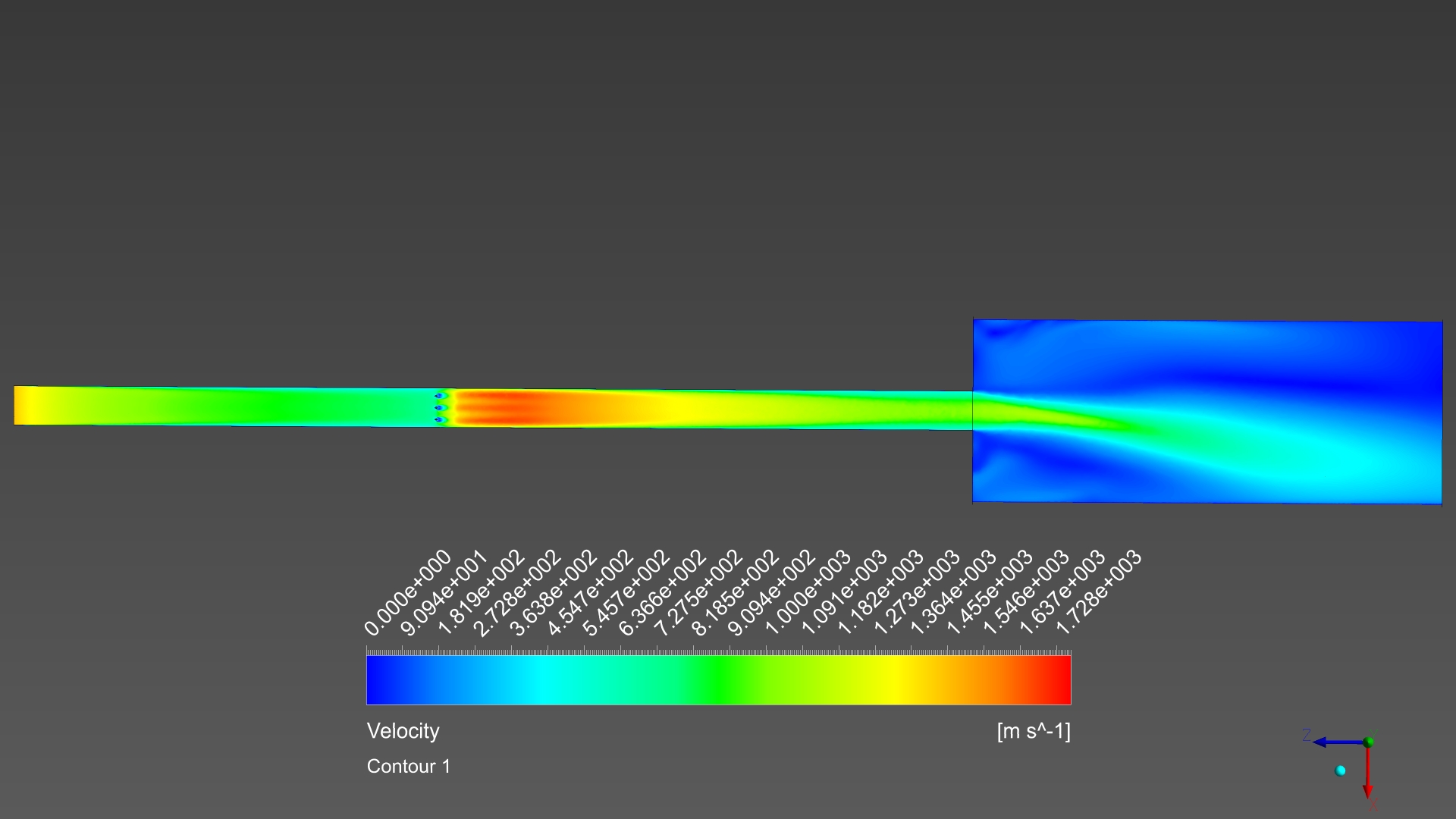


Рисунок 7.3- Распределение скорости по тракту (сверху 1-й режим, снизу 2-й. (вид сверху))

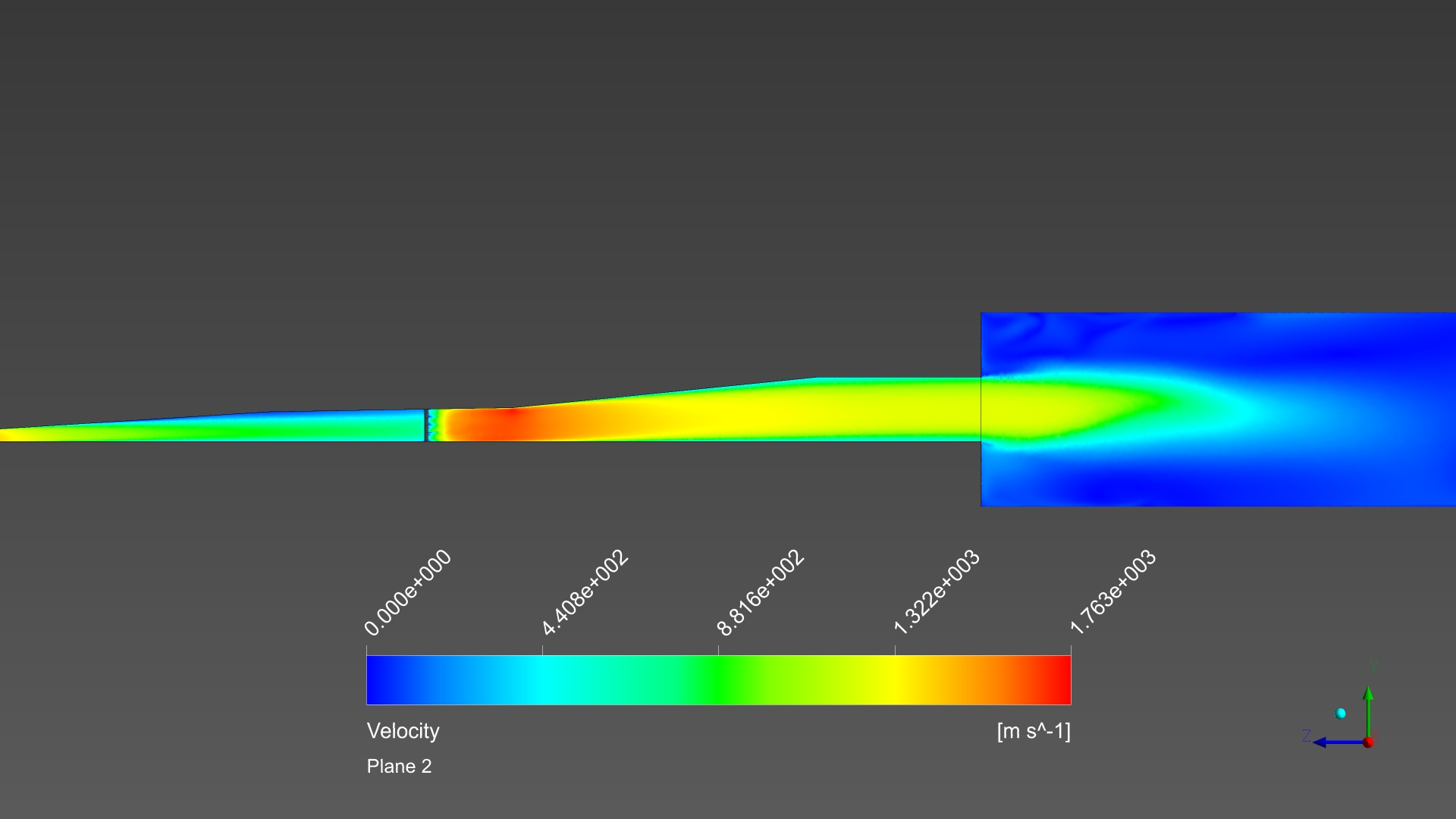
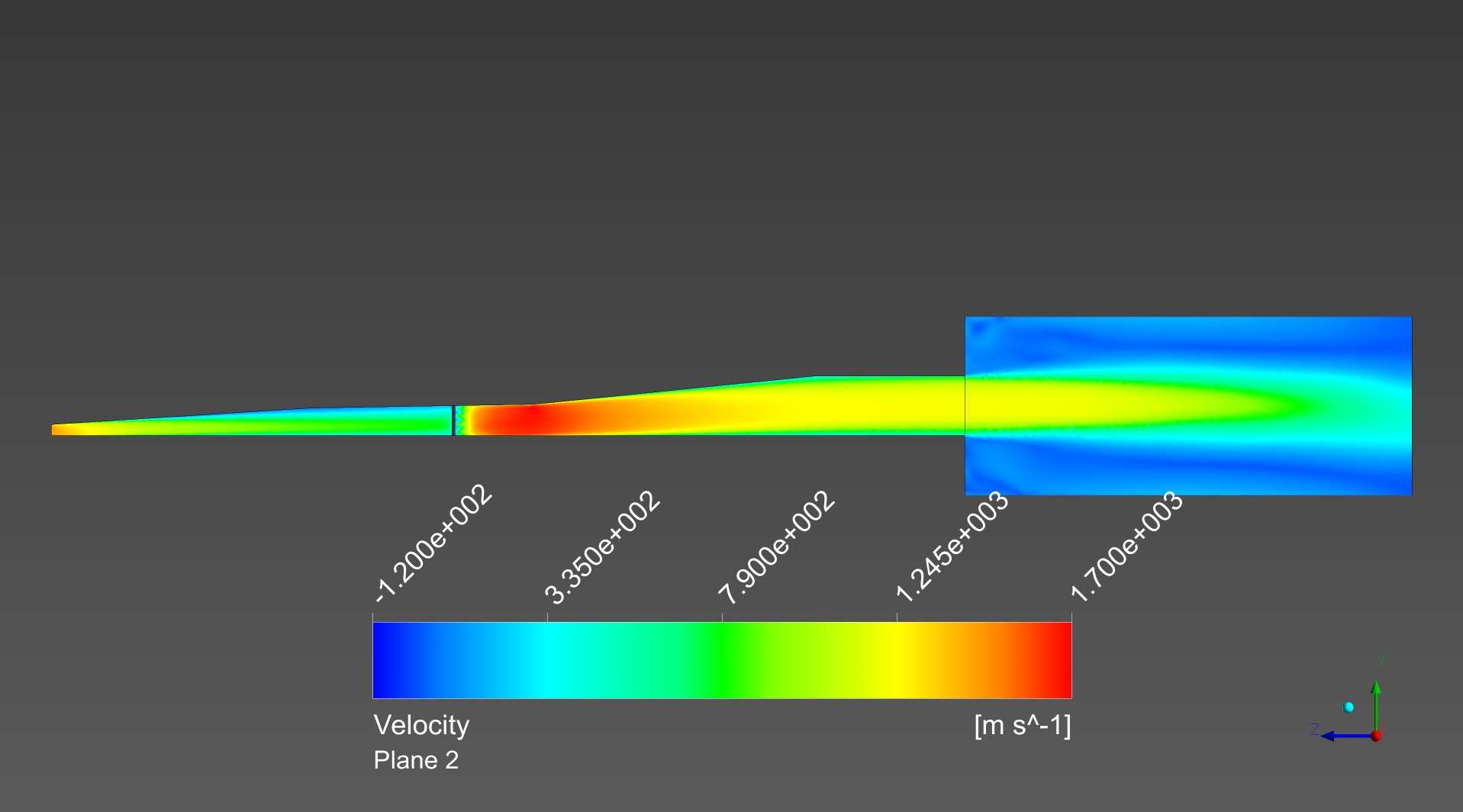
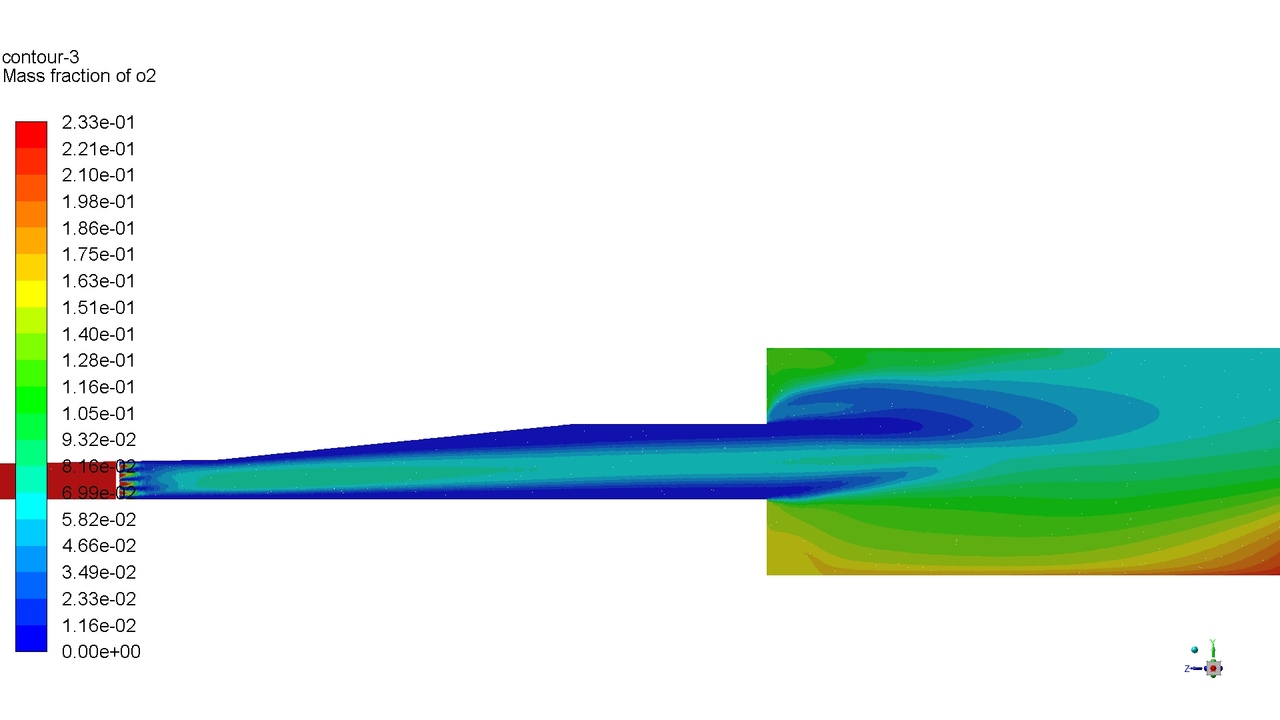


Рисунок 7.4- Распределение скорости по тракту (сверху 1-й режим, снизу 2-й. (вид сбоку))



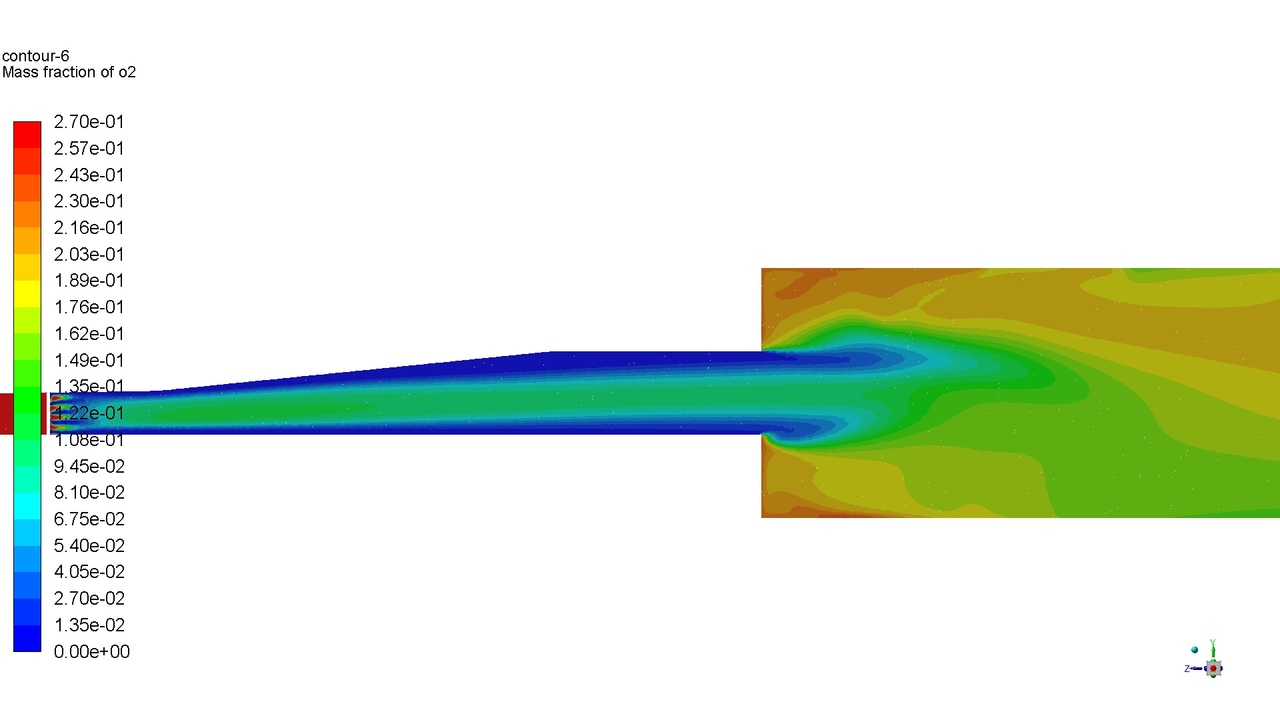


Рисунок 7.5- Распределение кислорода по продольному сечению (сверху 1-й режим, снизу 2-й).

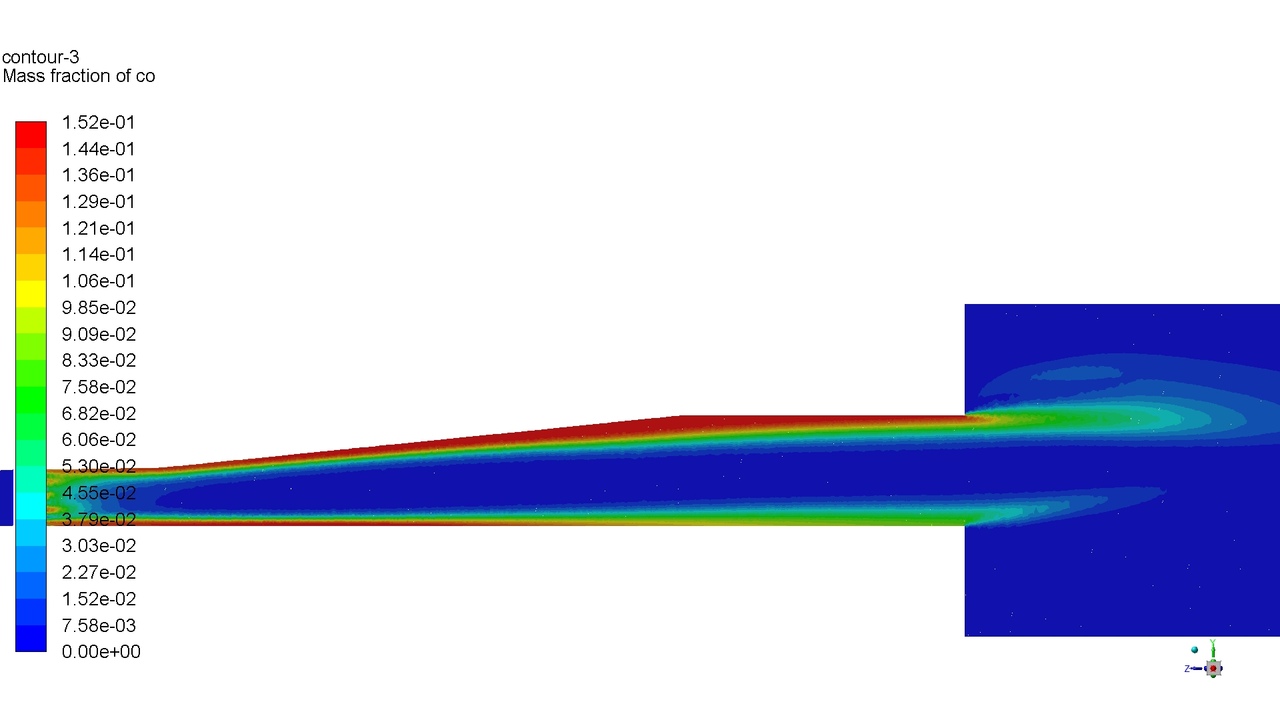
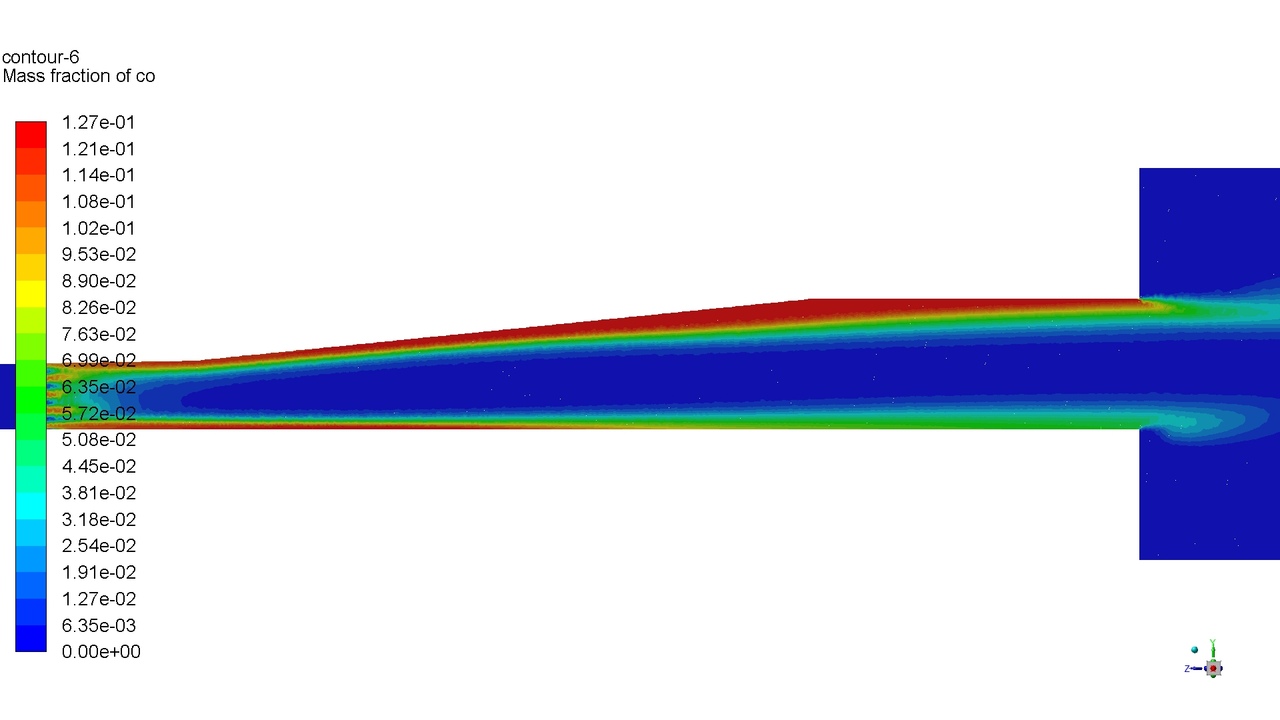
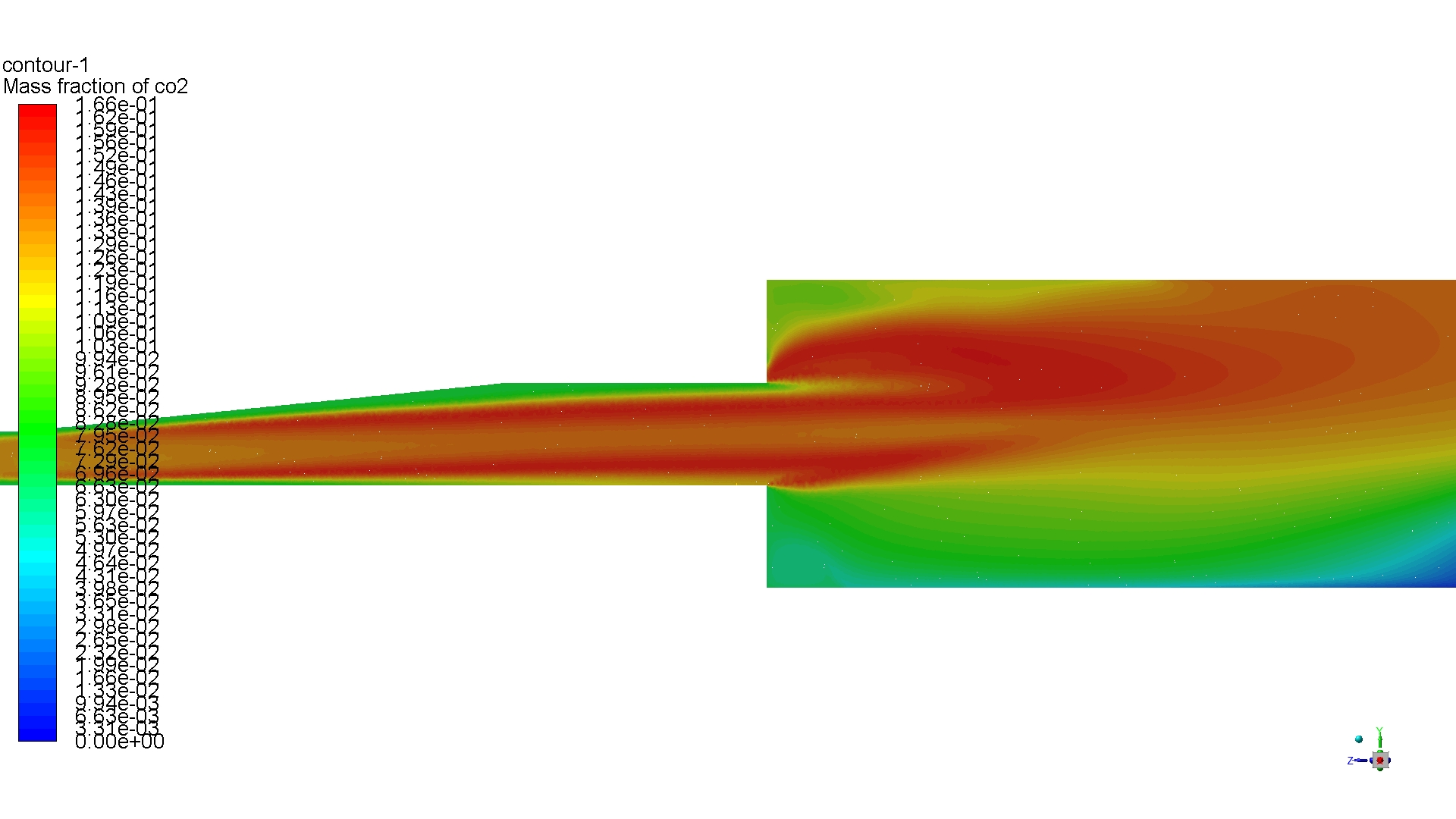


Рисунок 7.6- Распределение массовой доли угарного газа по сечению камеры энергоустановки (сверху 1-й режим, снизу 2-й).



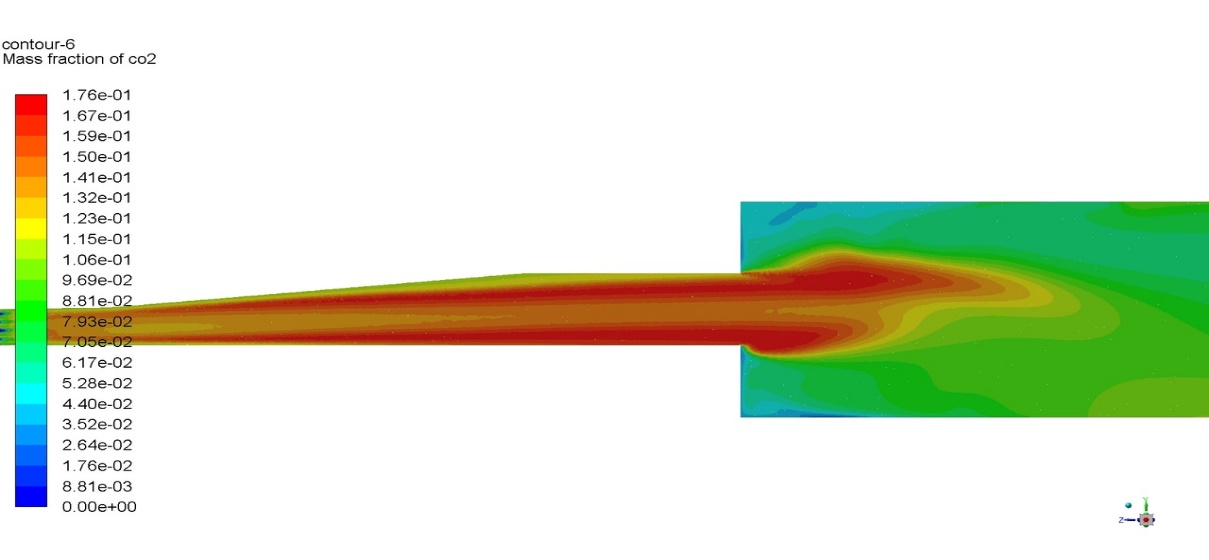
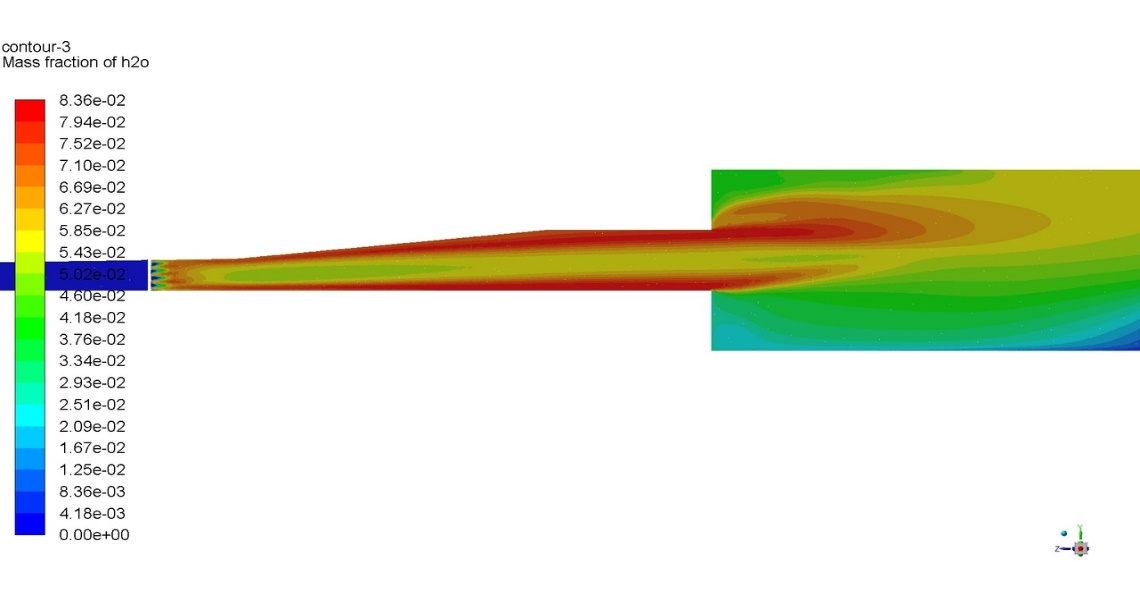


Рисунок 7.7- Распределение массовой доли двуокиси углерода по сечению камеры энергоустановки (сверху 1-й режим, снизу 2-й).



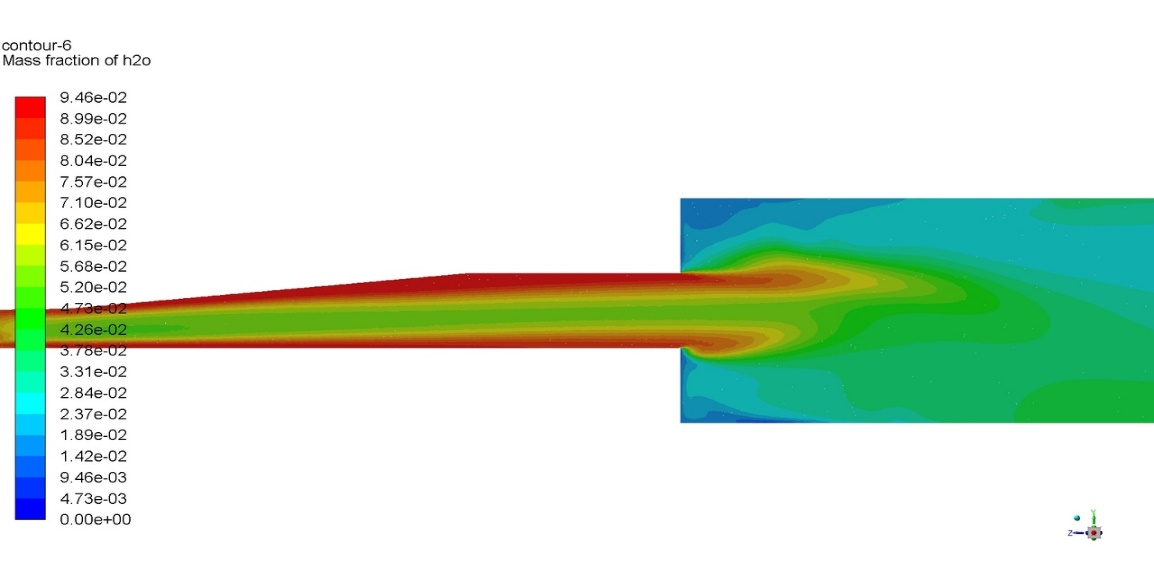


Рисунок 7.8- Распределение массовой доли водяных паров по сечению камеры энергоустановки (сверху 1-й режим, снизу 2-й).

Исходя из представленных выше графических результатов численного расчета двух режимов горения можно сделать вывод, что при повышении содержания кислорода (окислителя) в воздушной смеси на 4%, увеличивается температура в самом тракте камеры сгорания энергоустановки (Рис 7.9) за счет большей полноты сгорания топлива. Таким образом, режим горения, обогащенный кислородом воздух+керосин является наиболее выгодным с точки зрения эффективности преобразования химической энергии за счет увеличения полноты сгорания топлива. При анализе тепловыделения разница между обычным режимом и обогащенным составила 188891(Ватт) – 185272 (Ватт) = 3619 (Ватт).

Рисунок 7.9- Распределение температуры по длине тракта в контрольных точках.

Так –же хотелось бы проанализировать результаты вычисления подобного рода задачи, рассмотренной в ЦАГИ.

В работе ЦАГИ описаны 2.5-мерные расчеты камеры сгорания высокоскоростного ПВРД на водородном топливе, которые были выполнены в рамках европейского проекта HEXAFLY-INT. В этом проекте рассматривается модель-демонстратор высокоскоростного гражданского самолета (ВГС), рассчитанного на крейсерский полет со значениями числа Маха M = 6...8. Модель проточного тракта силовой установки ВГС была изготовлена в ЦИАМ и испытана на стенде Т-131Б ЦАГИ на присоединенном воздуховоде. Проточный тракт ВГС имеет эллиптические поперечные сечения. Предусмотрено два пояса подачи топлива. В 1-м поясе водород инжектируется вертикально, по нормали к потоку, а во 2-м – в горизонтальной плоскости. Необходимость провести параметрические исследования этой силовой установки стала поводом к созданию 2.5-мерного приближения для описания трехмерных течений в каналах.

Геометрия камеры сгорания ВГС видна из рисунка 7.10. На входе в камеру подается поток воздуха, подогретого огневым подогревателем и обогащенного кислородом, чтобы массовая доля кислорода была такой же, как в воздухе. Среднее число Маха на входе в камеру меняется в пределах M ≈ 2.45…3.1. Температура невязкого ядра на входе больше 1000 К, но в инжектируемых струйках водорода она равна лишь 163 К.

Представлены расчеты течения в сопле, соединяющем подогреватель АДТ Т-131 с моделью камеры сгорания. Для данной серии экспериментов рассматривалось короткое сопло Лаваля с быстрым изменением площади. Установлено, что в этом случае оценки параметров на входе в камеру, которые основаны на квазиодномерной теории и допущении о равновесном составе газа, непригодны, поскольку в переходном сопле имеются значительные потери, обусловленные косыми скачками уплотнения, пограничными слоями на стенках сопла и неравновесными химическими процессами в сопле.

Предварительные трехмерные расчеты без горения показали, что поперечные сечения струек топлива вытянуты в вертикальном направлении. Таким образом, параметры течения меняются вдоль оси y слабее, чем вдоль оси z. Поэтому 2.5-мерные расчеты течения в модели камеры сгорания проводились не в плоскости (x, y), а в плоскости (x, z). На рисунке 7.10, а,б показаны типичные поля температуры и числа Маха в стационарном режиме горения. В струях водорода, истекающих из пилонов 1-го пояса, из-за низкой температуры водорода поначалу имеется лишь слабое тепловыделение на внешней границе струй. Но перед затупленной передней кромкой центрального пилона 2-го пояса образуется интенсивная ударная волна. Ее взаимодействие со стенками канала приводит к формированию отрывов пограничного слоя и дисков Маха. Все это формирует области пониженной скорости, повышенной завихренности и температуры, что способствует смешению водорода с воздухом и горению. Поэтому вниз по потоку от центрального пилона во всех струях водорода начинается интенсивное тепловыделение. Окончание тепловыделения связано с началом участка с быстрым ростом высоты канала.

Чтобы определить оптимальное соотношение расходов водорода, инжектируемого в 1-м и 2-м поясах подачи топлива, были проведены расчеты для следующих вариантов: 1) 10%-10%-80% (по 10% расхода водорода из пилонов 1-го пояса, 80% - из центрального инжектора); 2) 20%-20%-60%; 3) 25%-25%- 50%; 4) 30%-30%-40%; 5) 33%-33%-34%; 6) 40%-40%-20%; 7) 50%-50%-0%. Для каждой схемы определялась продольная сила, приложенная к стенкам камеры. Наилучшие тяговые характеристики были получены для схемы 4). Анализ полученных в расчетах полей течения позволил объяснить этот результат. Ядро крайних струек остается слишком холодным на всей длине камеры сгорания в схемах 6) и 7), а ядро центральной струйки - в схемах 1) и 2). Компромисс достигается в схемах 3)-5). В схеме 3) достигается наиболее равномерное распределение тепла по поперечному сечению канала. В схеме 4) в центральной струйке выделяется еще больше тепла. На рисунке 7.11 показаны продольные распределения полноты сгорания. В схеме 4) достигаются наибольшая полнота сгорания топлива и максимальная тяга камеры.

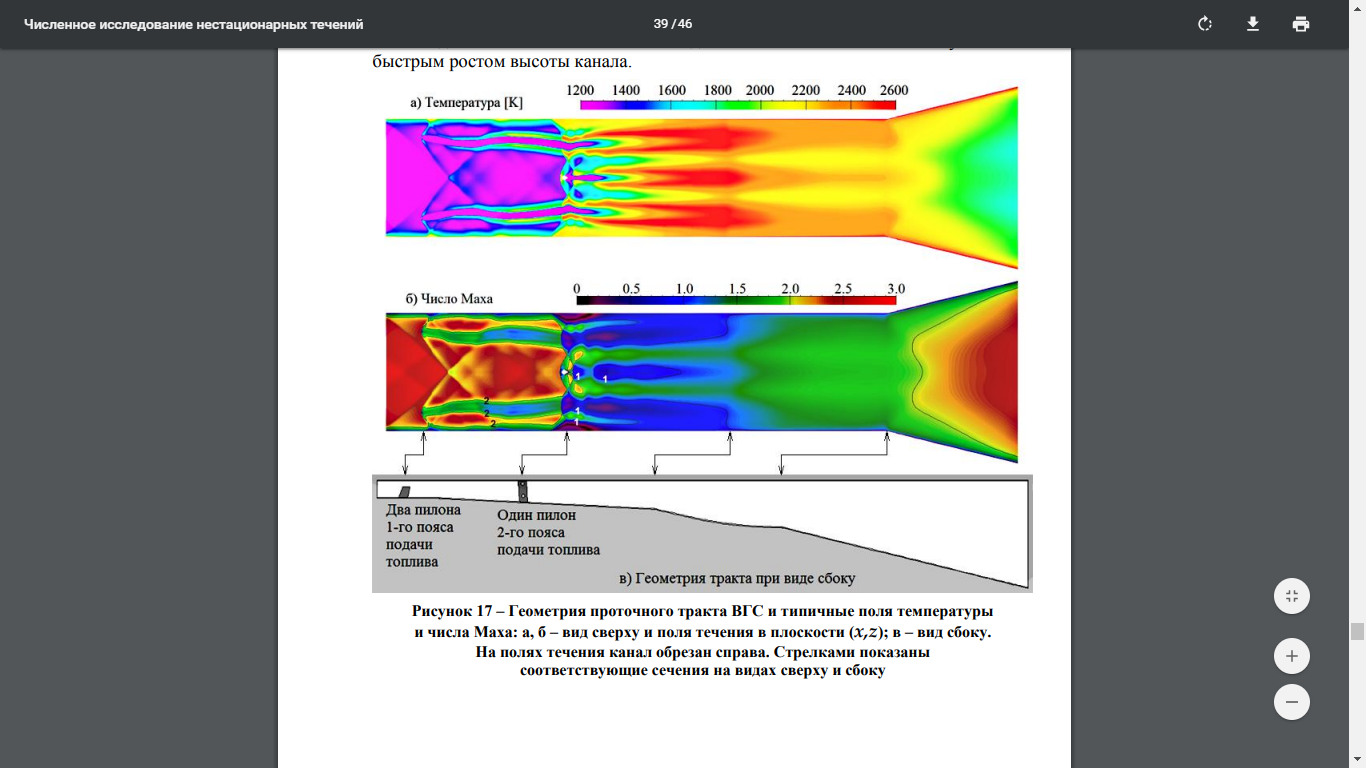


Рисунок 7.10 – Геометрия проточного тракта ВГС и типичные поля температуры и числа Маха: а, б – вид сверху и поля течения в плоскости (x,z); в – вид сбоку. На полях течения канал обрезан справа. Стрелками показаны соответствующие сечения на видах сверху и сбоку

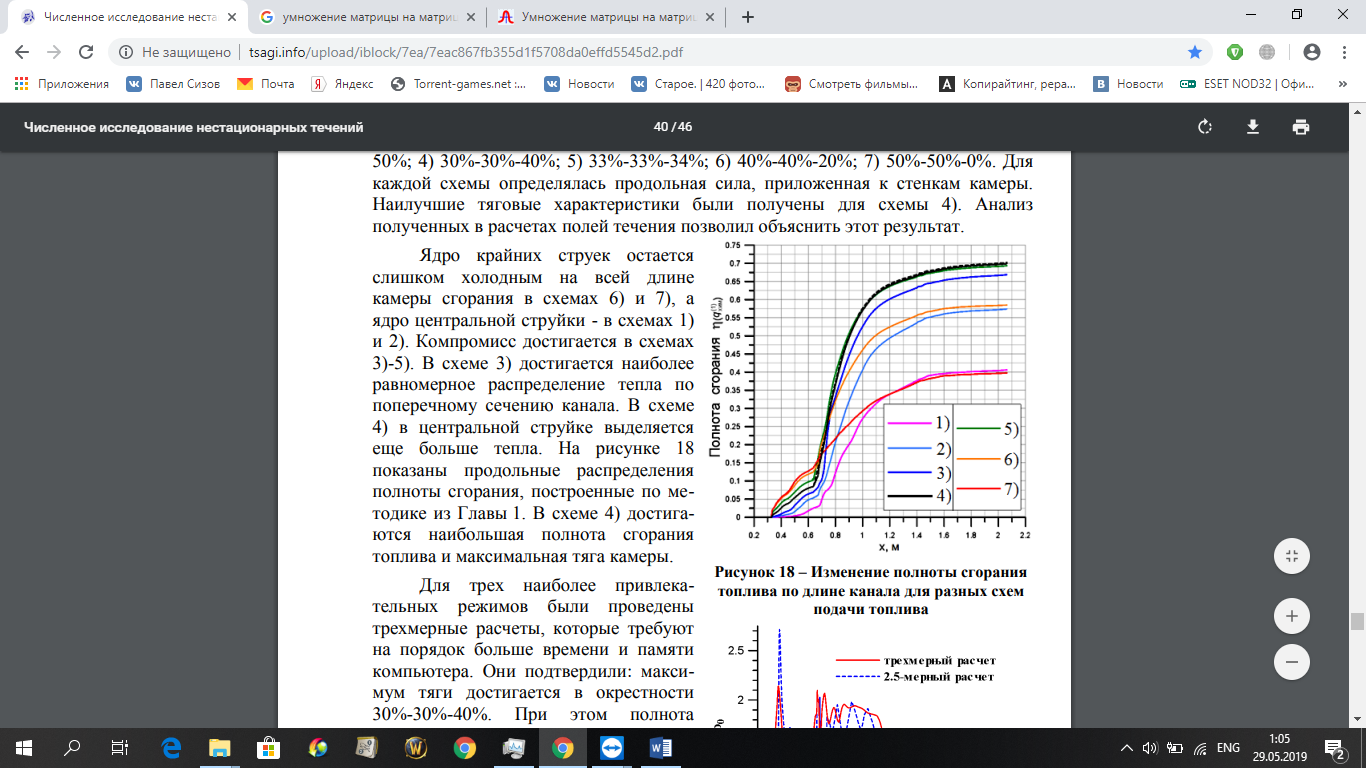


Рисунок 7.11 – Изменение полноты сгорания топлива по длине канала для разных схем подачи топлива

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключении можно отметить, что численное моделирование высокоскоростных турбулентных течений с горением в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей (ВРД) сталкивается со сложными проблемами, связанными с достижением достаточной точности и надежности описания физических процессов, а также с очень большими временами счета. Это обусловлено, прежде всего, тем, что задачи рассматриваемого класса содержат исключительно широкий диапазон пространственных и временных масштабов: они требуют одновременного описания пограничных слоев, отрывных зон, струй и неравновесных химических реакций при горении в условиях, как правило, нестационарного развития течения. Расчет столь сложных течений на базе трехмерных уравнений Рейнольдса (RANS) может использовать огромные компьютерные ресурсы даже в случае многопроцессорных вычислений. Еще бо́льшие ресурсы требуются при использовании метода прямого численного моделирования крупномасштабной турбулентности (Large Eddy Simulation, LES), который предполагает трехмерные нестационарные расчеты на существенно более подробных сетках, чем RANS. Поэтому массовые параметрические расчеты, необходимые на стадии разработки двигателя, невозможно проводить на основе трехмерных уравнений RANS и LES. К этому следует добавить, что трехмерные расчеты и даже прямое воспроизведение крупномасштабной турбулентности в расчете не гарантируют выигрыша в качестве описания течений с горением. Созданные к настоящему времени физические модели химической кинетики, турбулентности и турбулентного горения либо недостаточно точны для описания таких сложных течений, либо требуют совершенно неприемлемых для практики затрат на проведение расчетов.

Что касаемо данного курсового проекта, то в нём были рассмотрены особенности процессов горения на примере камеры сгорания модельной установки, имитирующей проточный тракт камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя высокоскоростного летательного аппарата. В качестве средств моделирования процессов горения использовался пакет программ CAE-технологий ANSYS Fluent.

Поставлена и решена нестационарная, трехмерная задача турбулентного течения химически реагирующей многокомпонентной смеси, изучены процессы в камере сгорания двигателя. Получены распределения в расчетной области полей температуры, скорости, массовых долей компонентов продуктов сгорания для двух режимов горения топливно-воздушной смеси. Анализ результатов показал, что горение смеси обогащенный кислородом воздух+керосин является наиболее выгодным с точки зрения преобразования химической энергии за счет увеличения полноты сгорания топлива.

Получены навыки работы в пакетах тяжелого класса CAD, CAE-технологий. Освоены методы моделирования процессов горения в данных пакетах.

Дальнейшее развитие проекта может пойти по двум путям (вероятно по двум одновременно):

1). Перейти из трехмерной постановки задачи в двухмерную, с использованием гораздо более точной сетки, для LES метода. Данный путь поможет точнее описывать внутреннюю газодинамику, процессы связанные со скачками уплотнения, образовавшиеся перед пилонами, делать наглядные анимации с подробной картиной течения. И весьма приятным бонусом станет значительное сокращение используемых ресурсов П.К., и сокращение времени расчёта.

2). Остаться при данной постановке задачи, избавиться от раструба, что позволит существенно увеличить число ячеек в тракте камеры сгорания, и использовать LES метод, для проводимых расчётов. Минусами данного пути будут большие ресурс затраты и менее точные результаты.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

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

2. Гарбарук А.В., М.Х. Стрелец, М.Л. Шур. / Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений / Изд-во Политех. Ун-та, СПБ, 2012, 88 с.

3. Жуков В.Т. Исследование картины течения в модельном тракте двигателя высокоскоростного летательного аппарата / Москва: ИПМ, 2015. - 23 с.

4. Вальгер С.А., М. Н. Данилов, Ю. В. Захаров, Н. Н. Федорова / Основы работы в ПК ANSYS 16.0 / Новосиб. гос. архитектур. -строит. ун-т (Сибстрин). – Новосибирск: НГАСУ (Сибстрин), 2015. – 240 с.

5. Емельянов В.Н., Анисимов В.А., Тетерина И.В. Моделирование Высокоинтенсивных Процессов / Учебное пособие. – Изд-во БГТУ Военмех. СПБ,2013. – 302 с.

6. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal. – 1994. – Vol. 32, No. 8.

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

8. Снегирёв А.Ю., Фролов А.С., Цой А.С. Вихреразрешающие технологии численного моделирования турбулентного диффузионного пламени / Труды 5й Российской национальной конференции по теплообмену (Москва, 25-29 октября 2010). М: Изд-во МЭИ, 2010. Т. 3. С. 316-319

9. Снегирёв А.Ю., Фролов А.С. Расчёт турбулентного диффузионного пламени методом крупных вихрей. Теплофизика высоких температур. 2011. Т. 49. №5. С. 713-727.

10. Снегирёв А.К. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений. Санкт-Петербург, Изд-во Политехн. ун-та, 2009. - 143 С.

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

12. Анатолий Пресис «SolidWorks. Учебный курс» – СПб: «Питер», 2006, - 528 cтр.

13. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: Учеб. Пособ. В.А Бруяка, В.Г. Фокин, Е.А. Солдусова, Н.А. Глазунова, И.Е. Адеянов. – Самара: Самар. Гос. техн. ун-т, 2010. – 271 с. ил.

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

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

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

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

(дата обращения 01.12.2018)

18.URL: http://tsagi.info/uload/iblock/7ea/7eac867fb355d1f5708da0effd5545d2.pdf [сайт] (дата обращения 11.04.2019)