|  |  |
| --- | --- |
| *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 |
|  |  |  | | |

ОТЧЕТ ПО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

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

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2019 г.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

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

1.1 Дозвуковые ПВРД

1.2 Сверхзвуковые ПВРД

## 1.3 Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель

1.4 Ядерный ПВРД

1.5 Топливо для ПВРД

2 МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА В ПВРД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕХАНИЗМОВ ХИМИЧЕСКОЙ КИНЕТИКИ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

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. РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Вычислительное моделирование нестационарных процессов 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 2.1-2.11 представлены результаты расчета.

На рисунках 2.1-2.8 показаны картины распределения скоростей и температуры в камере сгорания, массовые доли основных компонентов реакции горения.

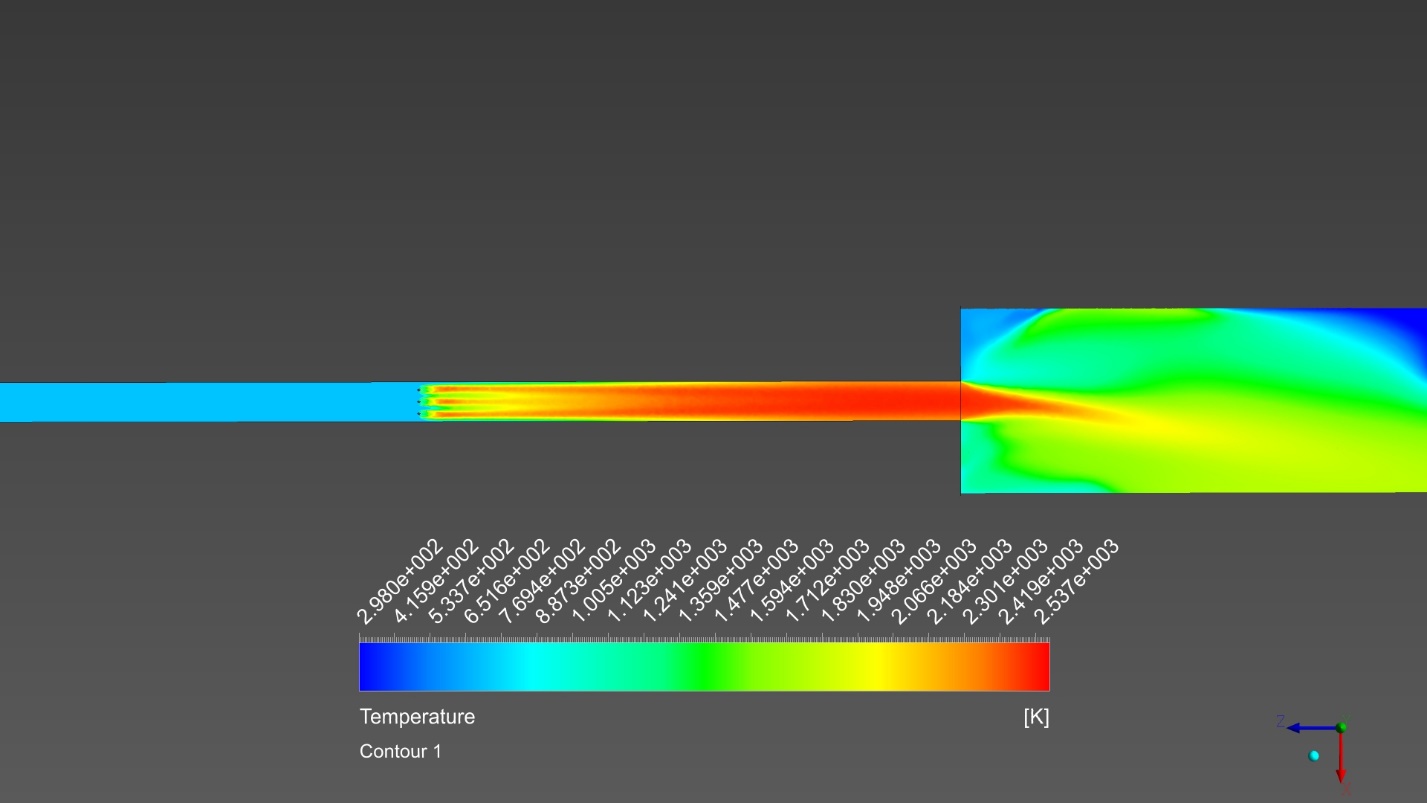
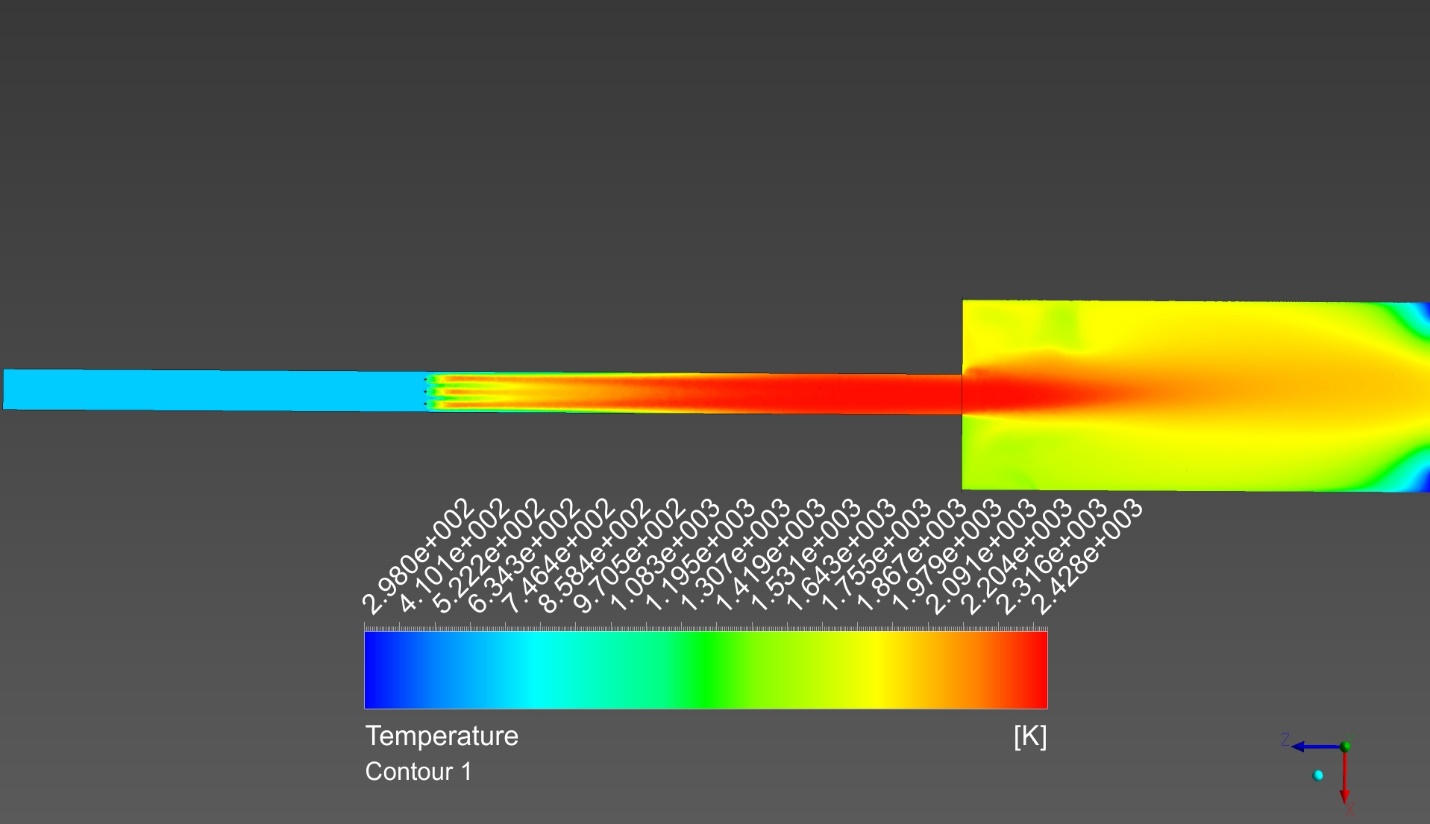
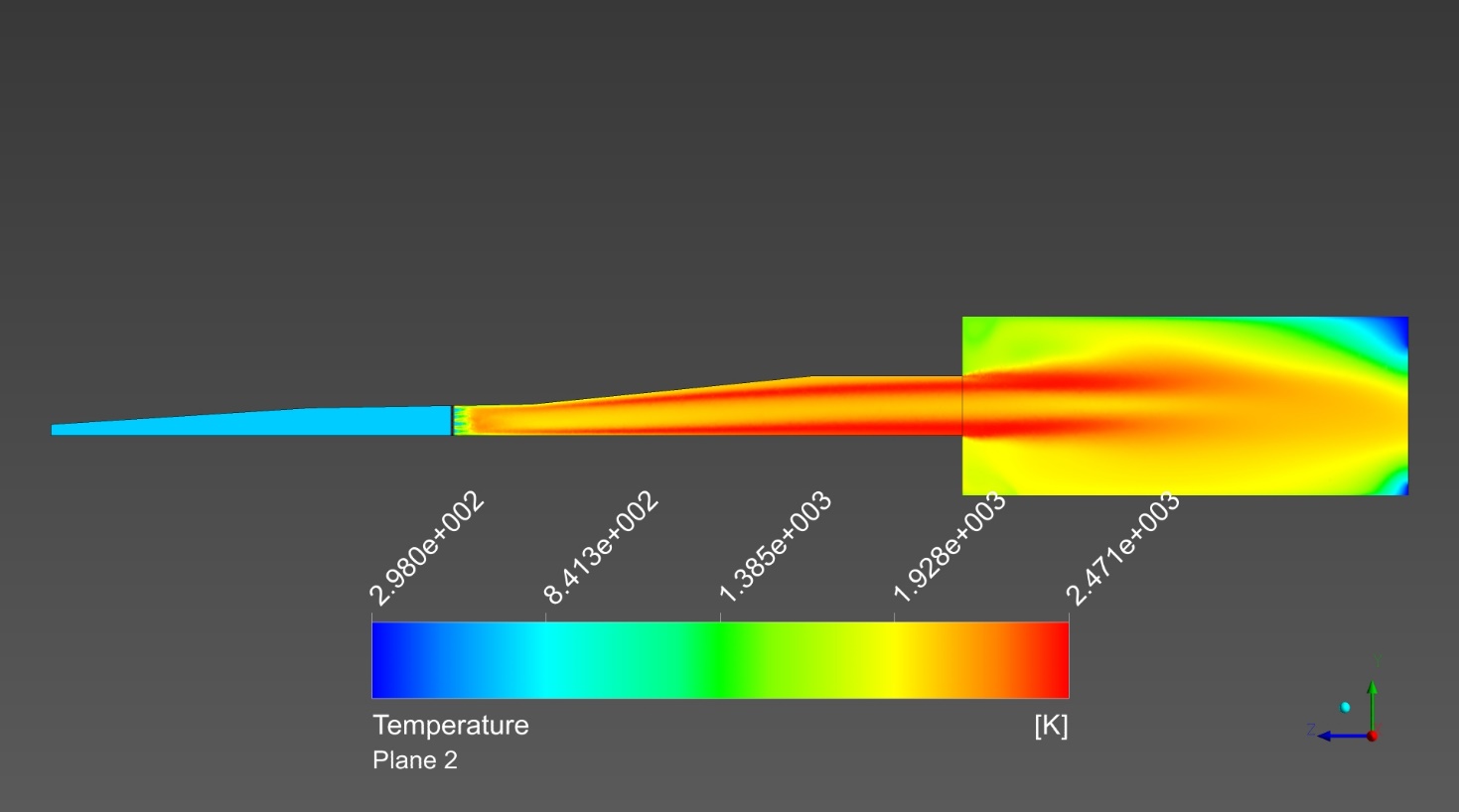


Рисунок 2.1- Распределение поля температуры по тракту камеры сгорания (сверху 1-й режим, снизу 2-й. (вид сверху))



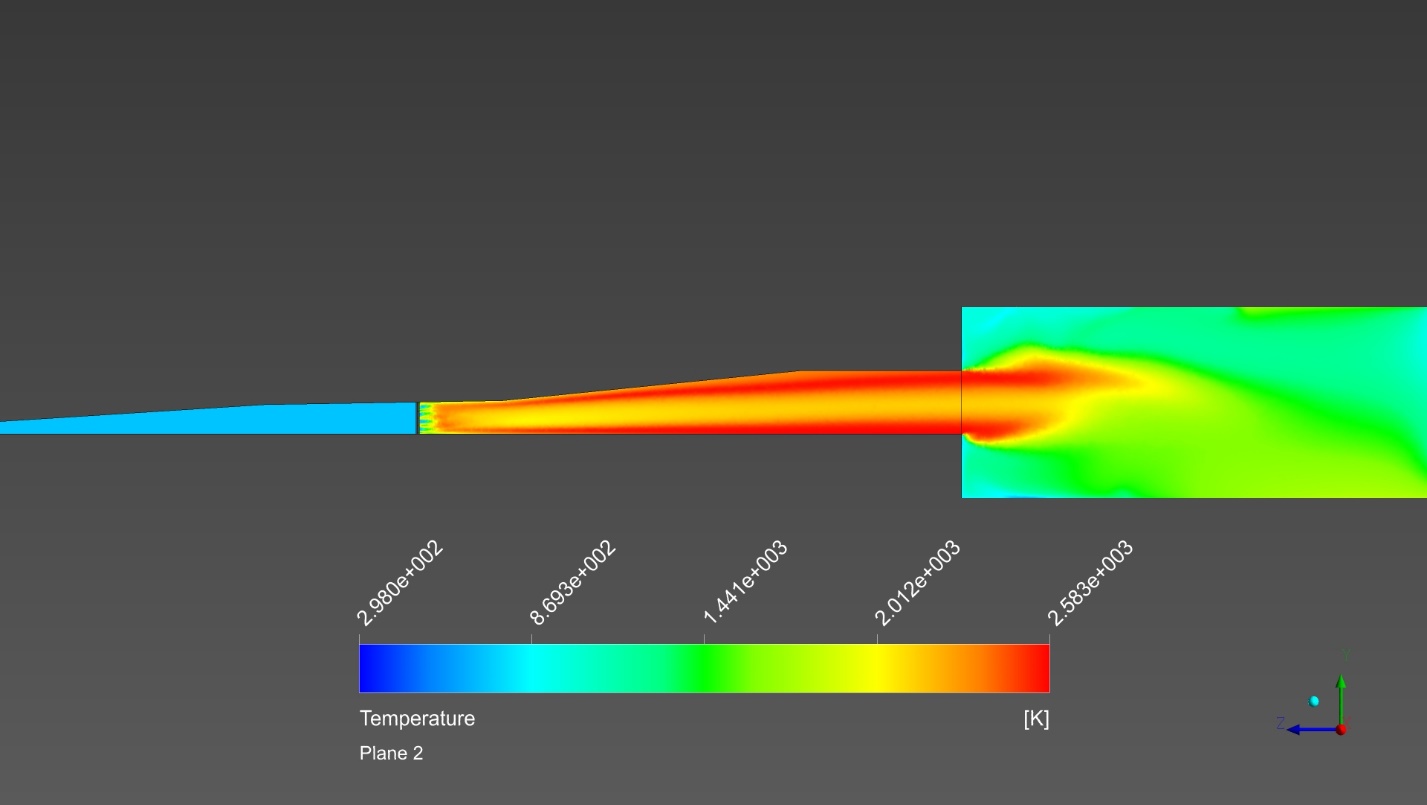
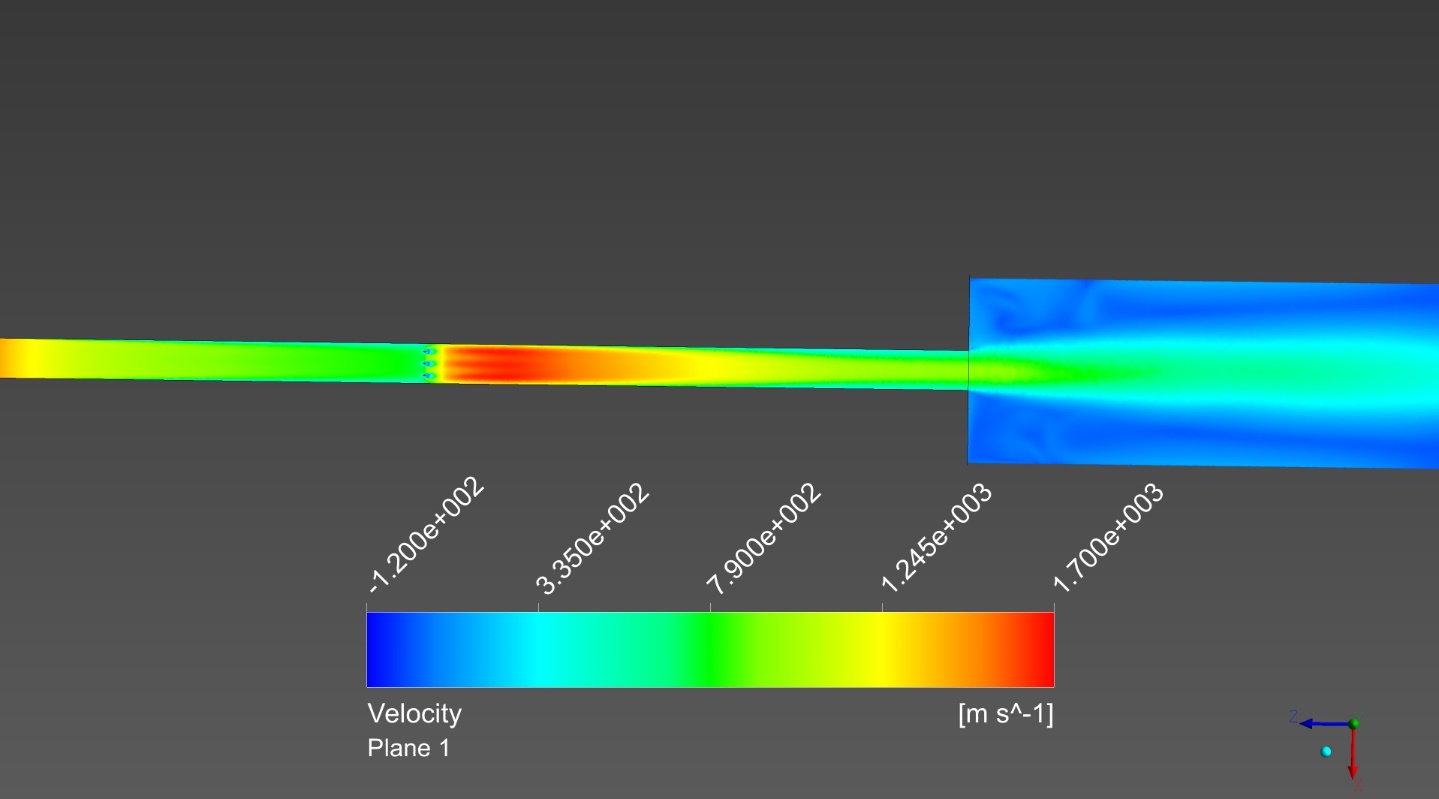


Рисунок 2.2- Распределение поля температуры по тракту камеры сгорания (сверху 1-й режим, снизу 2-й. (вид сбоку))



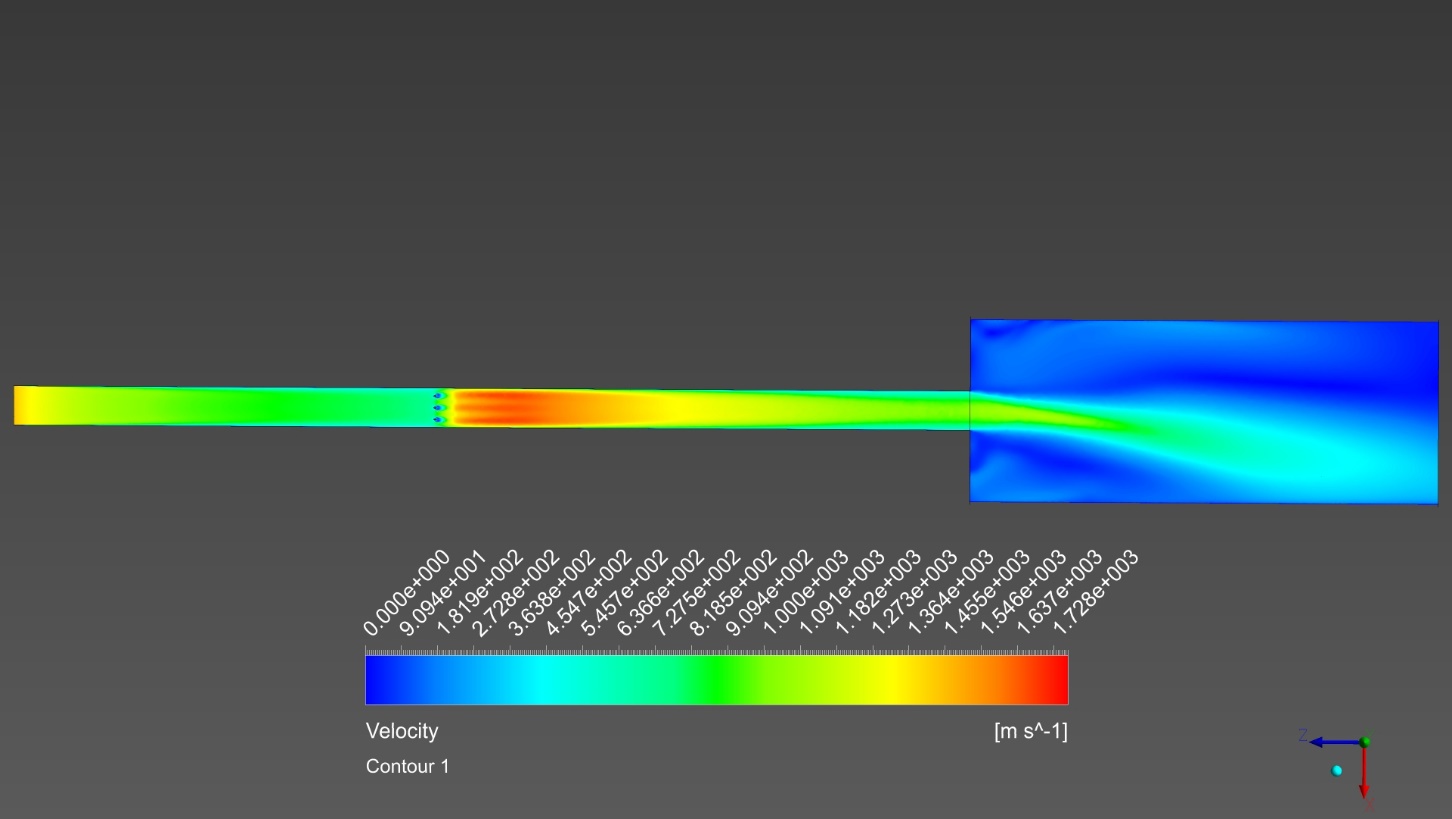
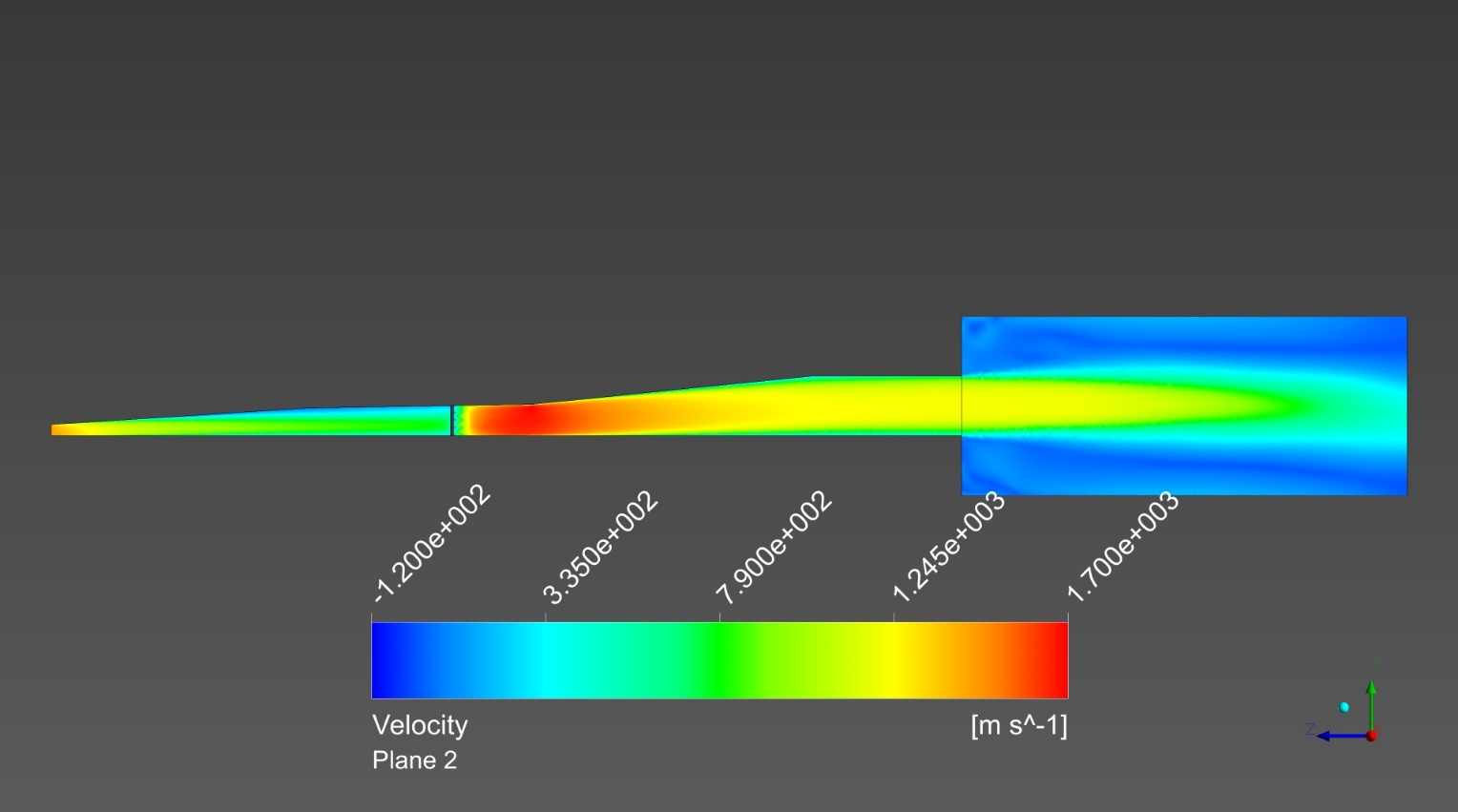


Рисунок 2.3- Распределение скорости по тракту (сверху 1-й режим, снизу 2-й. (вид сверху))



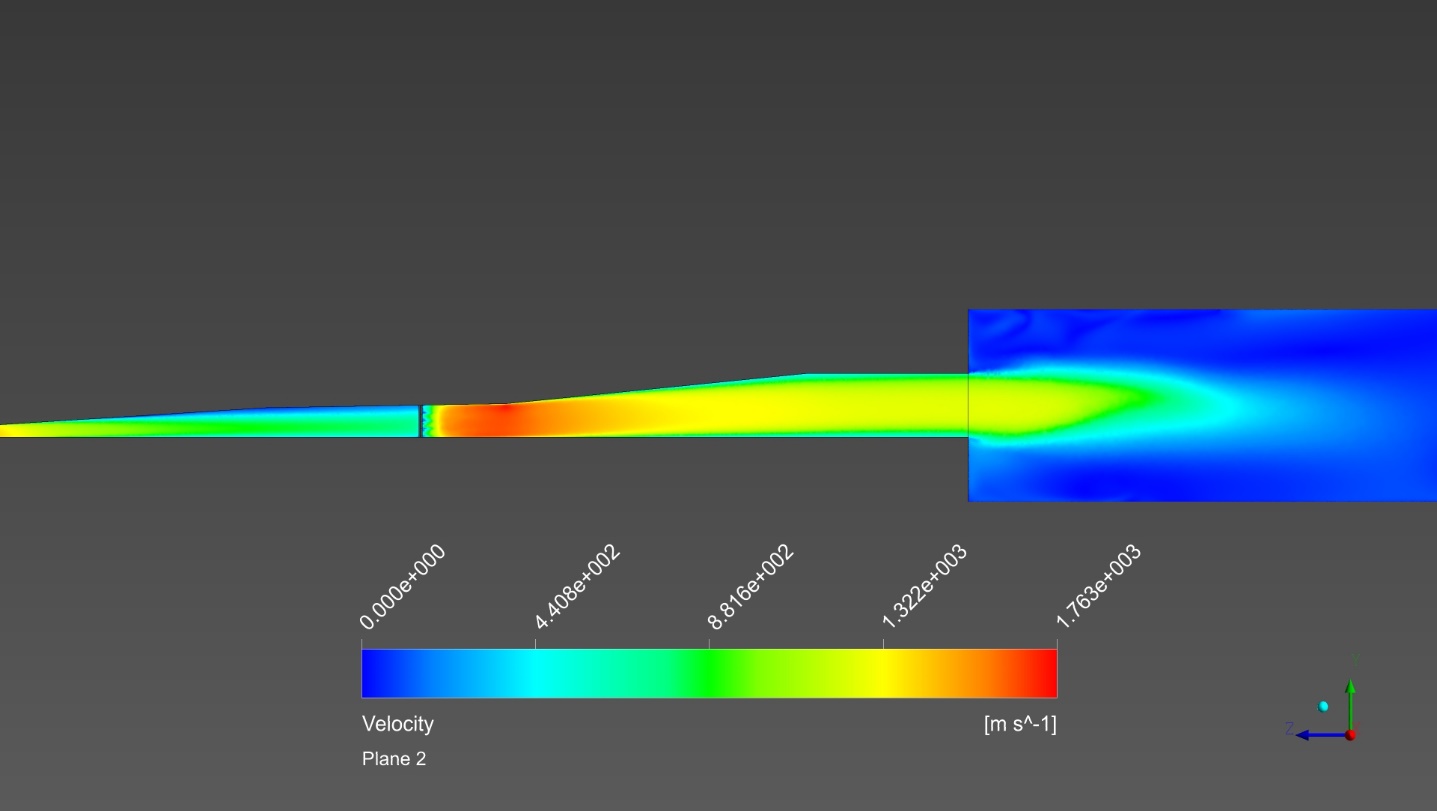
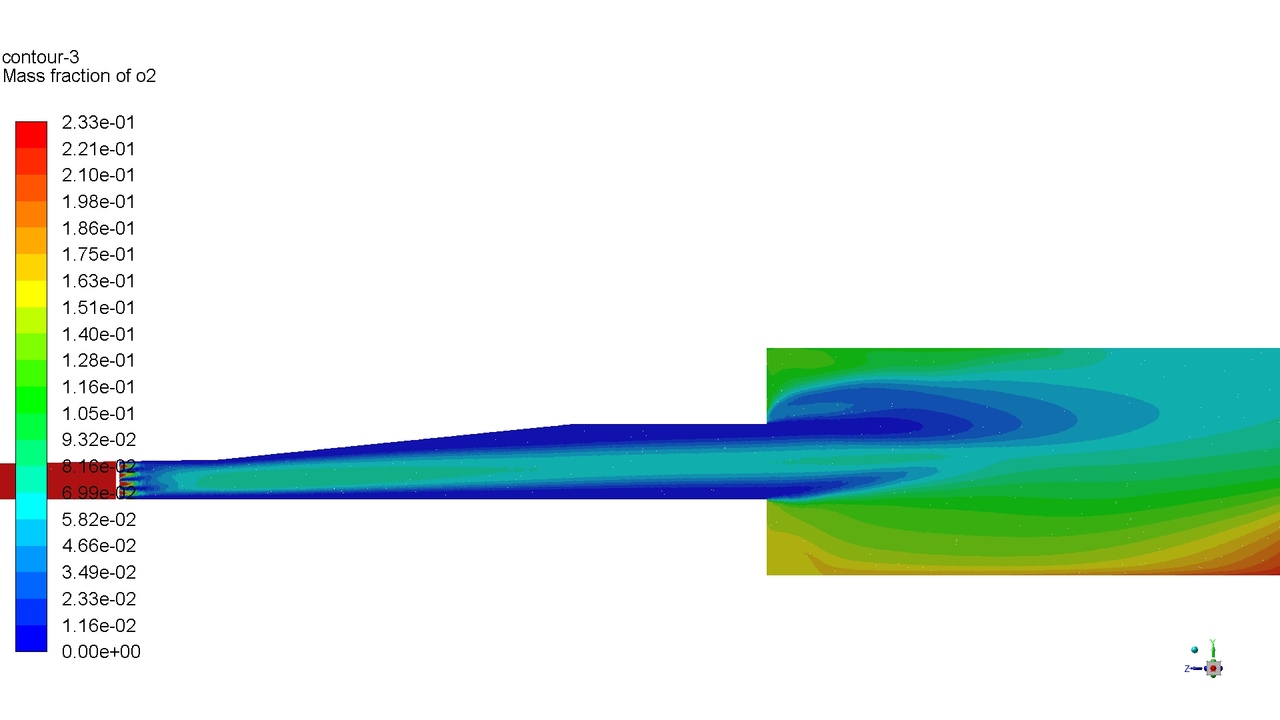


Рисунок 2.4- Распределение скорости по тракту (сверху 1-й режим, снизу 2-й. (вид сбоку))



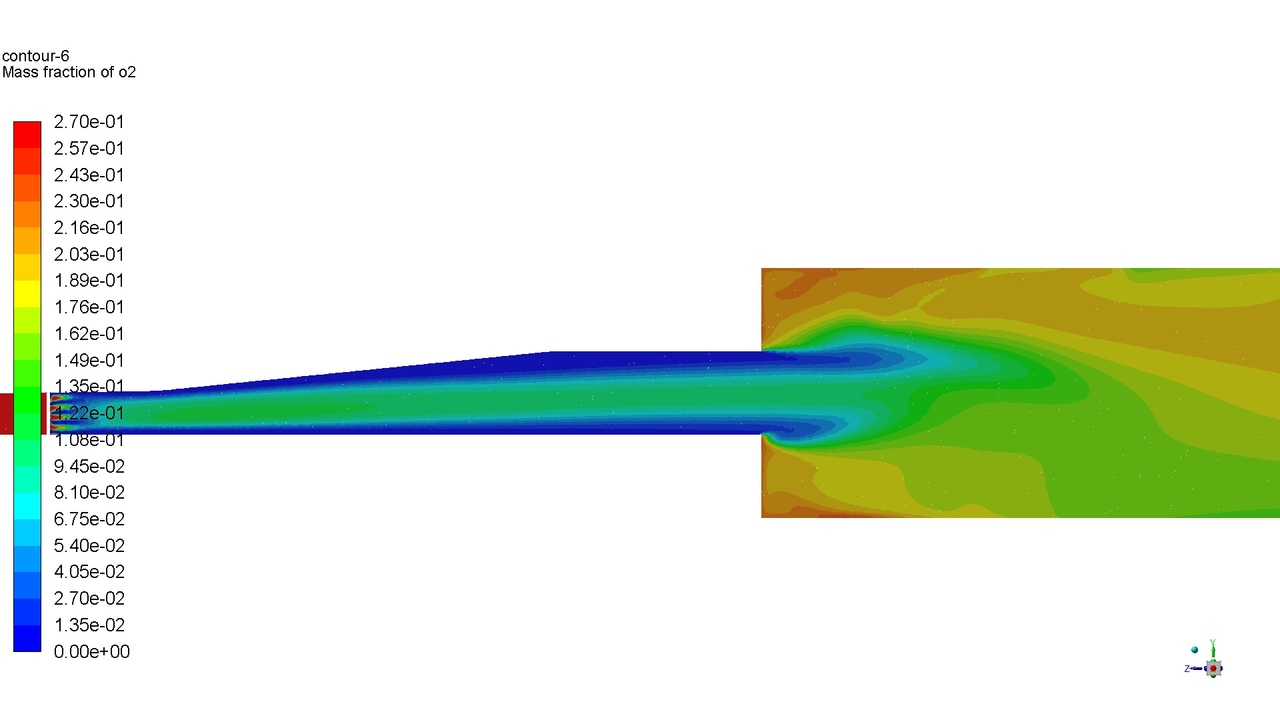


Рисунок 2.5- Распределение кислорода по продольному сечению (сверху 1-й режим, снизу 2-й).

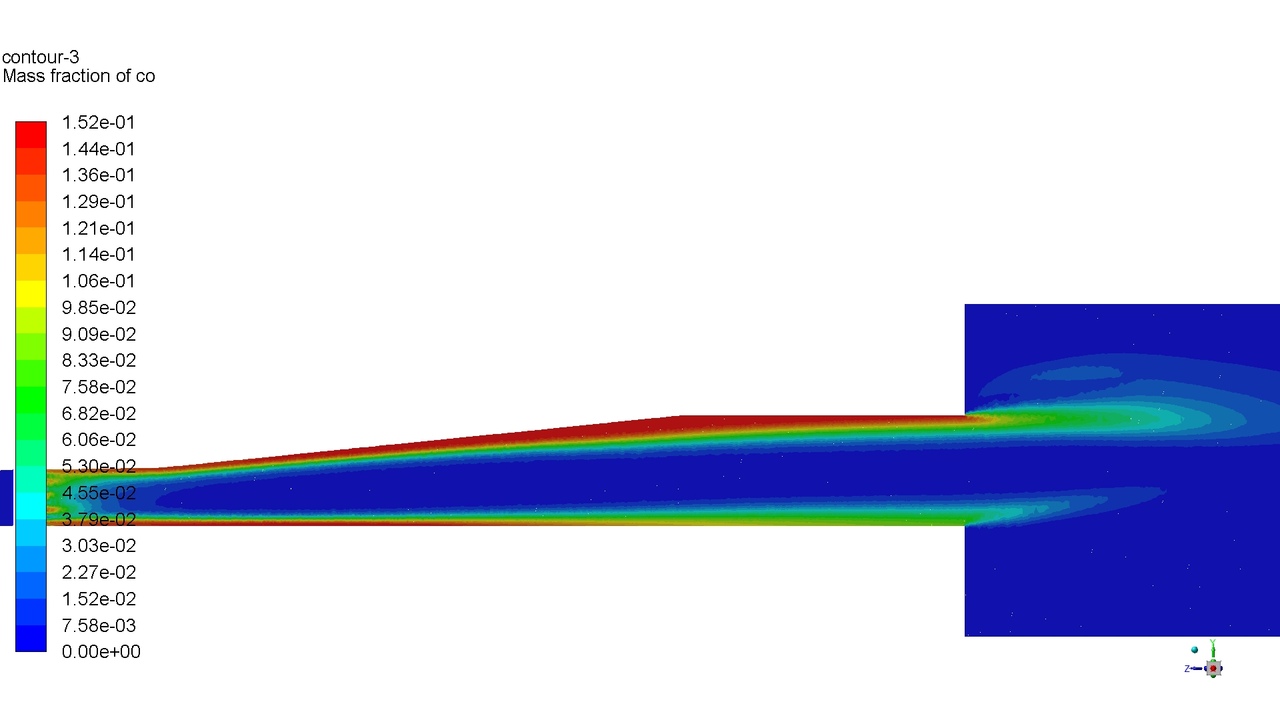
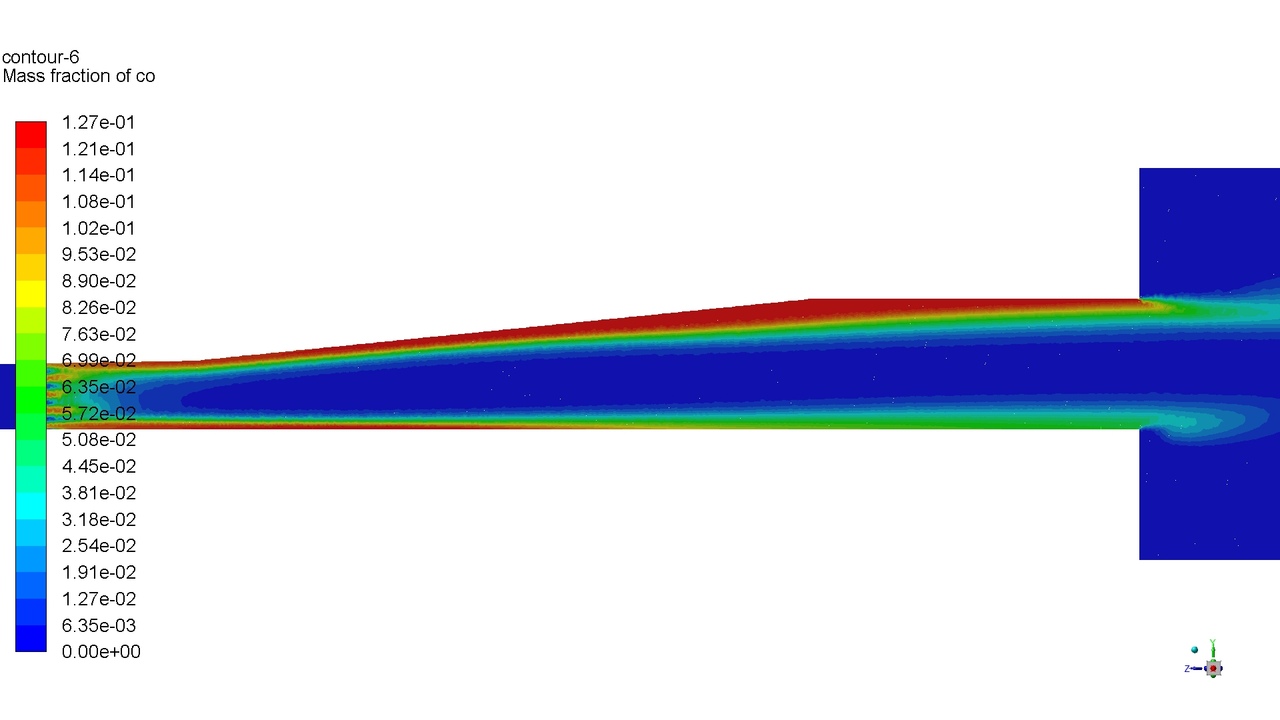
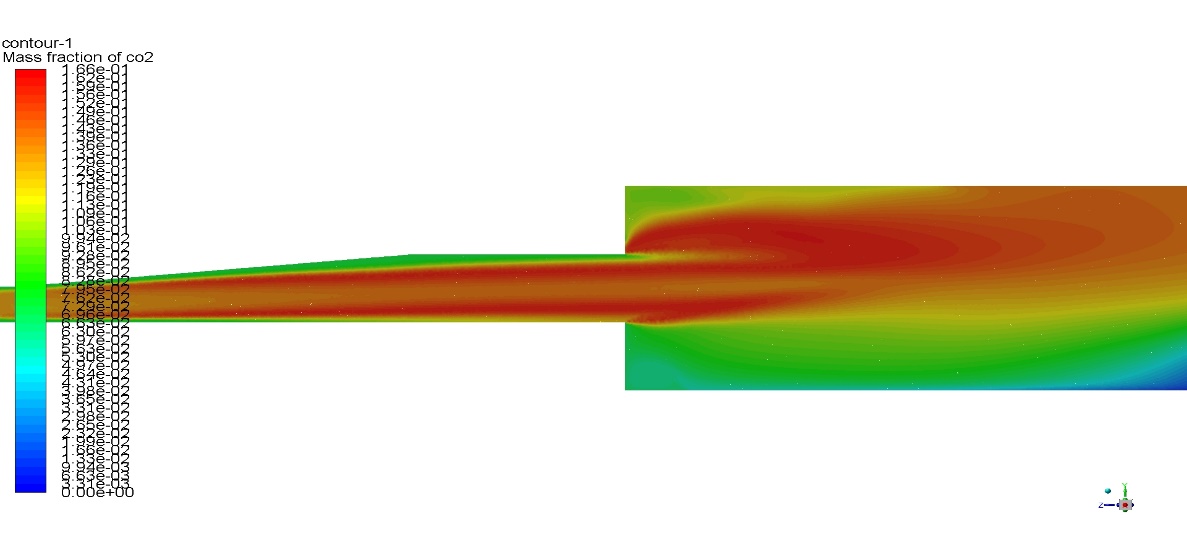


Рисунок 2.6- Распределение массовой доли угарного газа по сечению камеры энергоустановки (сверху 1-й режим, снизу 2-й).



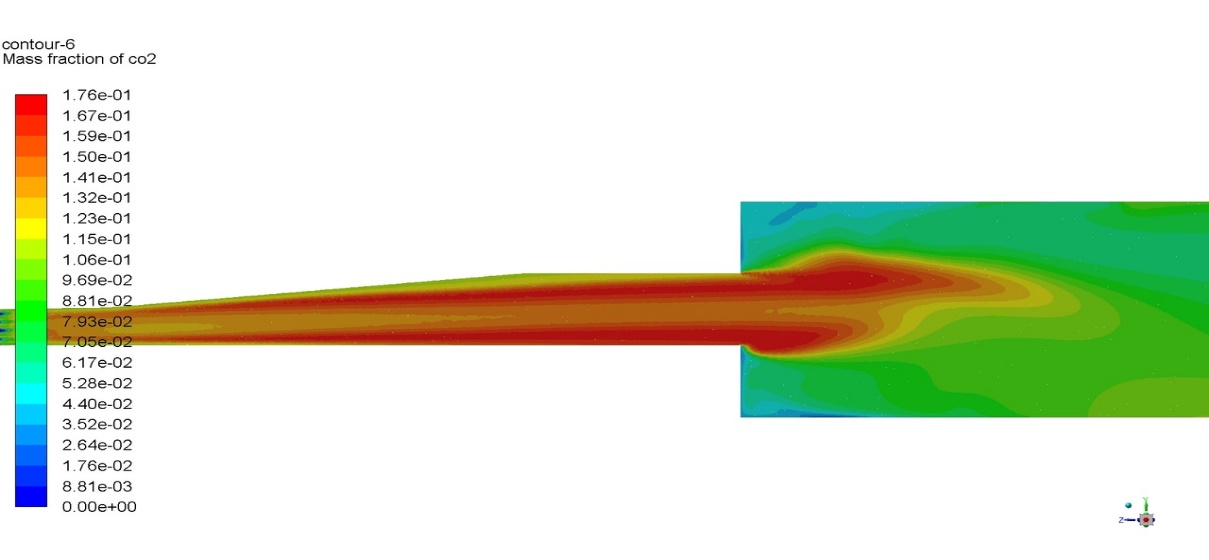
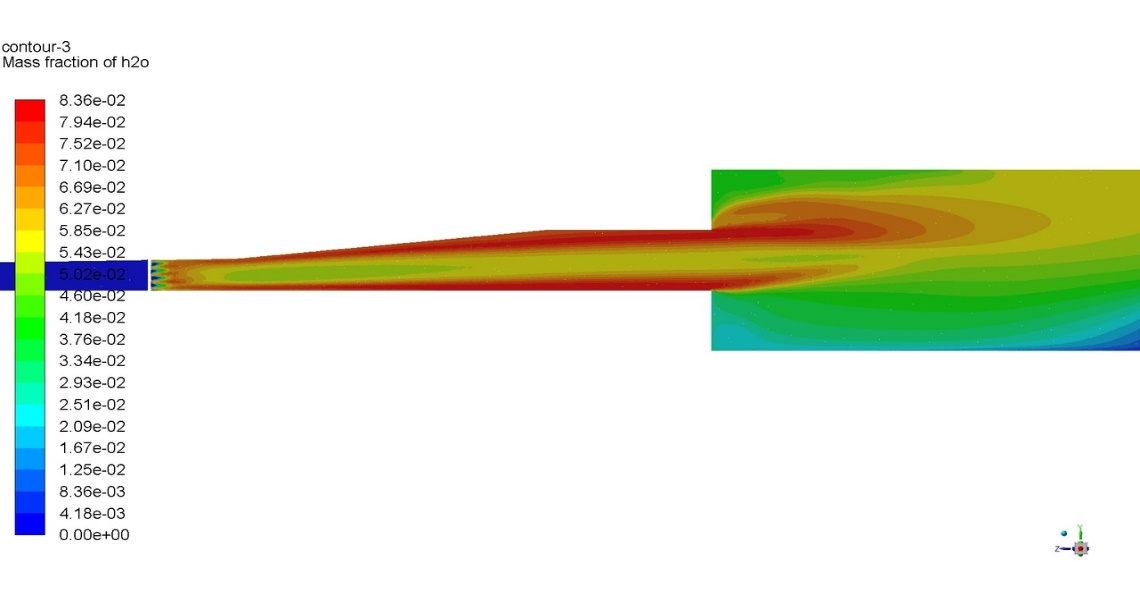


Рисунок 2.7- Распределение массовой доли двуокиси углерода по сечению камеры энергоустановки (сверху 1-й режим, снизу 2-й).



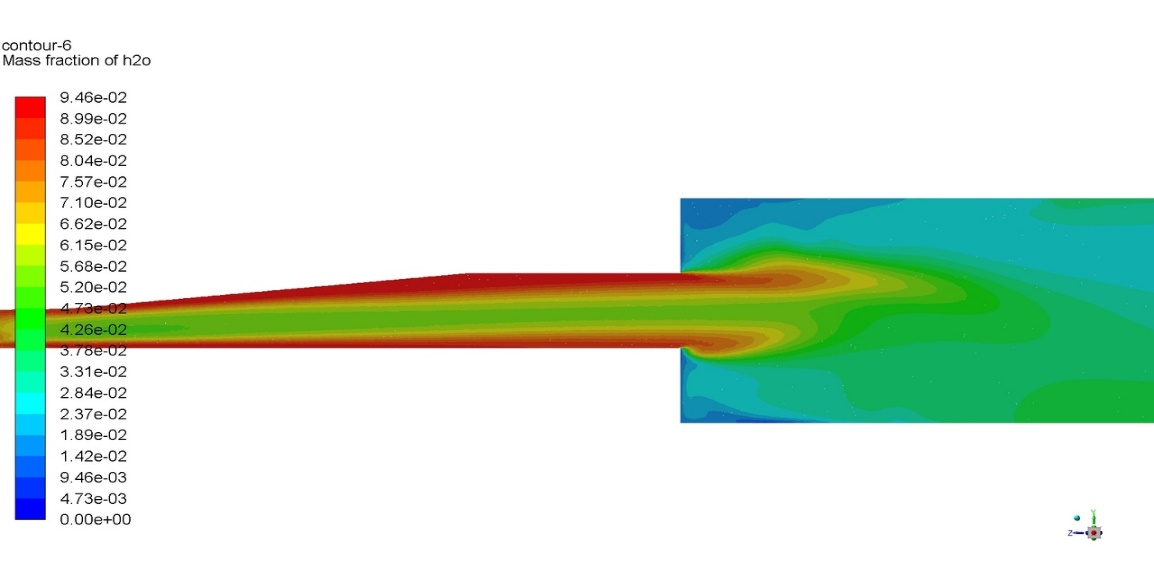


Рисунок 2.8- Распределение массовой доли водяных паров по сечению камеры энергоустановки (сверху 1-й режим, снизу 2-й).

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 2.9- 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 2.10. 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 2.10, 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.

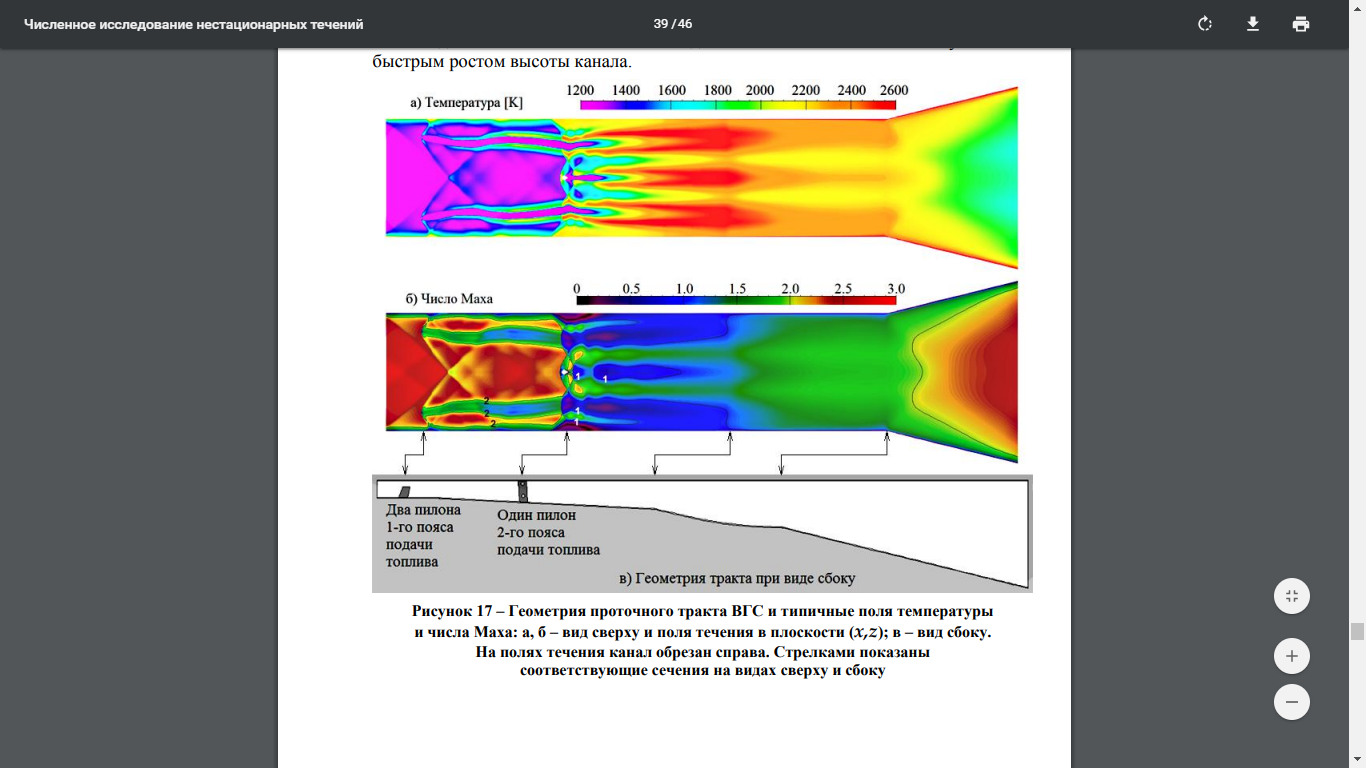


Рисунок 2.10 – Геометрия проточного тракта ВГС и типичные поля температуры и числа Маха: а, б – вид сверху и поля течения в плоскости (x,z); в – вид сбоку. На полях течения канал обрезан справа. Стрелками показаны соответствующие сечения на видах сверху и сбоку

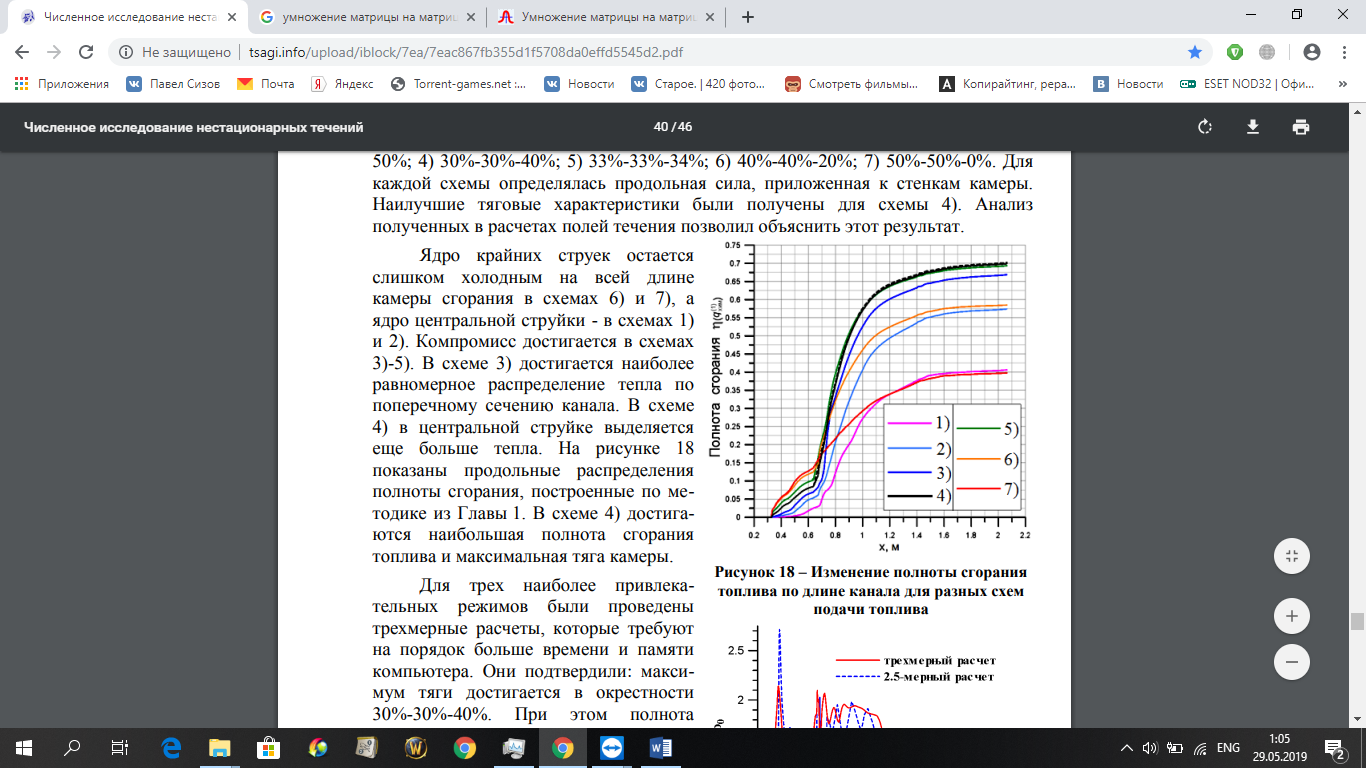


Рисунок 2.11 – Изменение полноты сгорания топлива по длине канала для разных схем подачи топлива

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. Проведен анализ похожей задачи, рассмотренной в ЦАГИ.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

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

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

3. 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.

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

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

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

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

(дата обращения 01.12.2018)