

Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего профессионального образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Чудина Юлия Сергеевна

**РАБОЧИЕ ПРОЦЕССЫ В РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ МАЛОЙ ТЯГИ
НА ГАЗООБРАЗНЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА
КИСЛОРОД И МЕТАН**

Специальность 05.07.05

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных
аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук,
Козлов Александр Александрович

Москва - 2014

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
Глава 1. Аналитический обзор использования кислородно-метанового топлива в ракетных двигателях.	13
1.1. Российские исследования.	13
1.2. Зарубежные разработки.	22
1.3. Работы по математическому моделированию рабочих процессов в РДМТ на компонентах топлива кислород и метан	34
Глава 2. Объект исследования.	47
2.1. Особенности экспериментального РДМТ	47
Глава 3. Расчетно-теоретическое исследование рабочих процессов в РДМТ.	56
3.1. Физическая картина рабочего процесса в РДМТ	56
3.1.1. Физическая картина течения компонентов топлива в смесительной головке.	57
3.1.2. Физическая картина течения продуктов сгорания в камере сгорания и сопле РДМТ.	58
3.2. Математическое моделирование рабочих процессов в РДМТ с применением CFD	65
3.2.1. Исходная система уравнений для описания рабочих процессов	67
3.2.2. Определение требований к математической модели рабочих процессов в РДМТ	69
3.2.3. Допущения, принятые в математической модели расчета рабочих процессов в РДМТ	70
3.2.4. Модель турбулентности	73

3.3. Реализация решения в ANSYS CFX. Расчет течения в смесительной головке.	76
3.3.1. Расчетная область и сетка	76
3.3.2. Граничные условия.	78
3.3.3. Результаты численного исследования распределения компонентов по смесительной головке.	79
3.4. Реализация решения в ANSYS CFX. Численный эксперимент. Секторная расчетная область.	82
3.4.1. Моделирование процессов смесеобразования и горения в секторной расчетной области КС.	83
3.4.2. Камера сгорания с приведенной длиной $L_{np} = 1,075\text{м}$	87
3.4.3. Камера сгорания с приведенной длиной $L_{np} = 0,933\text{м}$	95
3.5. Реализация решения в ANSYS CFX. Численный эксперимент. Расчет с учетом распределения компонентов по смесительной головке.	108
3.5.1. Численное исследование влияния различных форм юбок на рабочие процессы в КС.	110
3.5.2. Численное исследование характеристик на газогенераторном режиме работы РДМТ.	112
3.6. Алгоритм исследования рабочих процессов в РДМТ.	113
Глава 4. Экспериментальное исследование рабочих характеристик РДМТ.	117
4.1. Описание стенда огневых испытаний ЖРД МТ в атмосферных условиях.	117
4.1.1. Система подачи горючего	119
4.1.2. Система подачи окислителя.	120
4.1.3. Система измерения тяги.	121
4.1.4. Система измерения давления, расходов и температур	122

4.1.5. Автоматизированная система управления стендом, сбора и обработки данных.....	123
4.2. Проведение огневых испытаний.	127
4.2.1. Первый этап огневых экспериментов. Кратковременные пуски для верификации математической модели.	128
4.2.2. Второй этап огневых экспериментов. Обратная подача компонентов в смесительную головку.....	130
4.2.3. Третий этап огневых экспериментов. Газогенераторный режим работы РДМТ.....	135
4.3. Сравнение результатов численного и натурального эксперимента.	141
4.4. Рекомендации по созданию РДМТ на ранних этапах проектирования. .	147
Заключение.....	150
Список сокращений	153
Литература.....	154
ПРИЛОЖЕНИЕ 1. Поверхности отклика функций	162

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в развитии космических транспортных средств сложилась ситуация, при которой возможности по совершенствованию химических ракетных двигателей традиционных типов практически полностью исчерпаны или ограничены незначительным улучшением энергомассовых характеристик, достигаемых, зачастую, в ущерб надежности, безопасности, экологичности или стоимости.

Одним из путей решения этой проблемы может стать использование сжиженного природного газа (СПГ) – метана в качестве универсального экологически чистого горючего, а также применение новых схем двигателей с дожиганием восстановительного генераторного газа и эффективных систем охлаждения камер сгорания.

Создание кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) может стать частью общероссийской программы по расширению и повышению эффективности использования сжиженных природных газов в автомобильной, железнодорожной, авиационной и ракетно-космической промышленности. Это обуславливается нарастающим дефицитом вырабатываемых из нефти топлив, большими запасами, доступностью и относительной дешевизной природного газа, а также экологическими преимуществами его применения.

Актуальность разработки ЖРД на кислородно-метановом топливе подтверждается различными исследованиями и программами по разработке перспективных ракет-носителей (РН) как в России, так и за рубежом.

Так на заседании симпозиума в Сан-Себастьяне в 2010 году «Ассоциации аэронавтики и астронавтики Франции» было выдвинуто несколько предложений по использованию кислородно-метановых ЖРД в составе двухступенчатых криогенных носителей от CNES, оснащенных первой метановой ступенью C270, к которой могут быть присоединены до трех ускорителей P40. По программе LYRA предложено модернизировать носитель Vega-2 заменой третьей и

четвертой ступени одной с кислородно-метановым ЖРД. Также в рамках исследований новых РН ведутся работы по разработке двигателей высокой тяги НТЕ (High Thrust Engine) и по программе разработки технологий криогенных разгонных блоков CUST (Cryogenic Upper Stage Technology). В рамках проекта НТЕ исследуются кислородно-водородные и кислородно-метановые ЖРД тягой 140тс. Большая проблема европейских разработчиков состоит в том, что «новые» виды топлива, каким является кислородно-метановая топливная пара, потребует очень больших капитальных затрат. Европейцы продолжают исследования в этой области из-за явных преимуществ метанового топлива: по сравнению с водородными двигателями большой тяги метановые ЖРД позволяют снизить суммарные затраты на разработку, проектирование и эксплуатацию, отнесенных на полет, для многоразовых носителей возможно создание ненапряженного высоконадежного ЖРД (с восстановительным газогенератором) с высокими энергомассовыми характеристиками и большим ресурсом.

Повышенный интерес к кислородно-метановому топливу в России был инициирован разработками НПО «Энергомаш», проведенными в 90-х годах 20 века. Сейчас работы в сфере освоения нового вида топлива проводятся во всех ведущих организациях ракетно-космической отрасли.

Из требований, предъявляемых к РН, главными остаются надежность, стоимость и эффективность систем. Основными решениями, в основном определяющими надежность и безопасность РН, являются тип принятой схемы ЖРД, режим работы газогенератора, характеристики выбранных компонентов топлива, эффективность системы аварийной защиты – останова двигателя. Использование кислородно-керосинового топлива подразумевает применение окислительного генераторного газа в камере сгорания (КС) (из-за повышенного сажеобразования при работе на режимах с избытком горючего). Материалы конструкции окислительных газовых трактов кислородно-керосиновых двигателей с окислительным газогенератором имеют повышенный риск возгорания, что не обеспечивает безопасности работ. Другую схему с дожиганием

восстановительного генераторного газа используют в кислородно-водородных ЖРД. Недостатком таких схем является увеличенные размеры топливных баков.

В случае применения метана в качестве горючего и кислорода в качестве окислителя в схеме с избытком горючего в генераторном газе практически исключается сажеобразование.

Дополнительным положительным свойством метанового топлива является его лучшая охлаждающая способность по сравнению с керосином.

Переход на метан позволяет решать многие задачи межполетного обслуживания двигателя, так как он после работы остается чистым, без отложений смол и сажи, что обеспечивает сокращение времени и затрат на обслуживание. Можно рассчитывать и на снижение остроты экологических проблем за счет уменьшения содержания вредных веществ в продуктах сгорания топлива.

При обилии положительных качеств метана, как горючего для ракетно-космической промышленности, нельзя забывать и о его недостатках:

- криогенность жидкого метана, что ведет к потребностям модификации имеющейся инфраструктуры по транспортировке и хранению компонентов топлива для работы с метаном;

- пониженная плотность метана, что может повлечь увеличение массы конструкции баков, в некоторой степени компенсируемое высоким удельным импульсом;

- взрывоопасность метана в смеси с кислородом, требующая введения дополнительных мер безопасности и контроля утечек топлива;

- не исключается возможность сажеобразования при значительном избытке метана.

Важным аспектом возможностей использования кислородно-метанового топлива является его применимость, как унифицированного топлива, при создании объединенной двигательной установки (ОДУ), которая включит в себя и ракетные двигатели малой тяги (РДМТ), как исполнительные органы в системе

управления, стабилизации и ориентации летательного аппарата в космическом пространстве. В настоящее время основным видом топлива для РДМТ остается пара азотный тетраксид и монометилгидразин или несимметричный диметилгидразин. В случае применения метана в качестве горючего маршевых ЖРД целесообразно использовать его и в РДМТ.

Эффективность применения метана как горючего зависит от накопленных знаний и опыта в области характеристик рабочих процессов, происходящих в КС ракетных двигателей различных уровней тяг, включая и РДМТ.

Однако создание новой единицы космической техники влечет за собой большие затраты, как материальные, так и временные. При этом на мировом рынке космических услуг намечается все больший уклон в сторону минимизации сроков и затрат на создание ракетно-космической техники при сохранении повышенных требований к техническим параметрам. Существует необходимость в разработке методов и методик, которые позволят на ранних этапах проектирования протестировать различные конструкторские решения для создания двигателя с необходимыми характеристиками. Эти методики основываются на расчетно-теоретических исследованиях и численном моделировании процессов. Это должно позволить сократить, либо совсем исключить трудоемкий, долгий и дорогостоящий этап испытаний сравниваемых вариантов конструкций.

Дополнительным плюсом численного моделирования может являться получение наиболее подробной информации о внутренних процессах, происходящих в трактах и камерах сгорания РДМТ. Моделирование позволяет дать предварительную оценку распределения полей температур, скоростей, давлений в КС двигателя, траектории движения потоков, предоставить ориентировочные значения различных параметров, которые затруднительно получить путем измерения во время экспериментов.

Таким образом, разработка численных моделей, дающих достоверную предварительную оценку теплового состояния двигателя и процессов

смесеобразования, горения, происходящих в камере сгорания, является актуальной научно-технической задачей. С помощью этих методик моделирования становится возможной разработка эффективного ракетного двигателя с наименьшими временными и материальными затратами.

Цель работы: разработка методики численного моделирования рабочих процессов для проектирования и создания высокоэффективных РД МТ на топливе газообразный кислород и газообразный метан.

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и приложения.

В первой главе произведен обзор результатов исследований, посвященных проработке применения кислородно-метанового топлива в ракетных двигателях различных уровней тяг. На основе проведенного анализа источников сформулированы **задачи**, необходимые для достижения цели данной работы:

1. Разработка экспериментального двигателя тягой 200...250Н в вакууме, работающего на компонентах топлива газообразный кислород и газообразный метан с возможностью регулирования завесного охлаждения
2. Разработка математической модели для анализа внутрикамерных процессов при работе на стационарном режиме с учетом завесного охлаждения, проведение предварительного численного эксперимента по моделированию течения в смесительных головках и камерах разработанной конструкции
3. Разработка методики испытаний и проведение огневых экспериментов для верификации математической модели и подтверждения правильности принятых конструкторских решений.
4. Выявление расчетно-теоретических и экспериментальных зависимостей основных параметров двигателя от граничных условий.

Во второй главе приводится описание экспериментального образца двигателя, разрабатываемого для получения максимального объема данных в процессе экспериментального исследования.

В третьей главе приводится описание математической модели рабочих процессов в КС и смесительной головке выбранной конструкции РДМТ.

Рассмотрен численный метод решения системы уравнений, описывающей процессы, происходящие в КС РДМТ. Приведен вариант решения данной системы уравнений, записанных в трехмерной постановке, с применением ANSYS CFX. Показаны результаты численного исследования: распределения основных параметров, влияющих на эффективность рабочего процесса (поля температур, скоростей, концентраций компонентов и продуктов сгорания), и интегральные характеристики КС (давление в КС, удельный импульс).

Четвертая глава посвящена описанию экспериментального этапа исследования. На основе рекомендаций, полученных при численном моделировании рабочих процессов, разработан план проведения испытаний изготовленного образца экспериментального РДМТ. В ходе огневых стендовых испытаний (ОСИ) подтверждены результаты математического моделирования рабочих процессов в двигателе на газообразном кислородно-метановом топливе.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Разработана математическая модель и методика моделирования внутрикамерных процессов в РДМТ на газообразном топливе кислород-метан с учетом завесного охлаждения в трехмерной постановке.

2. Проведено моделирование стационарного рабочего процесса в форсуночной головке и камере сгорания 200...250Н ракетного двигателя, в ходе которого определены зависимости эффективности рабочего процесса от длины камеры сгорания и формы огневого днища для двигателя, работающего на газообразном метане и газообразном кислороде

3. Получены расчетно-теоретические зависимости удельного импульса от соотношения компонентов в форсунках, относительного расхода на завесу, температуры стенки для варианта использования газообразных компонентов топлива

4. Разработан экспериментальный РДМТ тягой 200...250Н, конструкция которого позволяет собрать большой объем экспериментальных данных.

Проведенные экспериментальные исследования позволили верифицировать разработанную математическую модель.

Практическая ценность работы состоит в том, что разработанная математическая модель и методика расчета позволяют:

- выбрать геометрию смесительной головки и камеры сгорания для заданного удельного импульса и рабочей температуры стенки;

- для выбранной геометрии конструкции головки найти расходы на форсунки и в завесу, обеспечивающие наибольший удельный импульс при температуре стенки, равной максимальной рабочей температуре материала;

- выбрать компонент топлива для использования в завесном охлаждении.

Степень обоснованности и достоверность полученных результатов подтверждается:

1. использованием известных научных положений и методов расчета теории ракетных двигателей;

2. использованием фундаментальных законов сохранения массы, количества движения и энергии, фундаментальных уравнений теории горения, известными теплофизическими данными метана и кислорода и термодинамическими данными при их взаимодействии;

3. подтверждением результатов численных расчетов экспериментальными данными автора;

4. применением аттестованных средств измерений и регистрации параметров, обеспечивающих удовлетворительную точность результатов экспериментов.

Основным вкладом диссертанта является:

1. Разработанная математическая модель и методика расчета стационарных процессов в камере сгорания РДМТ тягой 200...250Н на газообразном кислородно-метановом топливе.

2. Разработанная конструкция экспериментального РДМТ тягой 200...250Н на газообразном кислородно-метановом топливе, работающем в стационарном режиме.

3. Проведенный критический анализ результатов тестирования математической модели при сопоставлении данных численного и физического экспериментов.

4. Выводы по диссертационной работе и рекомендации по дальнейшему совершенствованию рабочих процессов в рассматриваемом типе двигателе.

Полученные результаты исследования докладывались на:

1) Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» Самара, 2011г.,

2) III Общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос», Санкт-Петербург, 2011г.,

3) 10-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2011», Москва, 2011г.,

4) 11-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2012», Москва, 2012г.,

5) научных семинарах кафедры «Ракетные двигатели» МАИ

По теме диссертации опубликовано 6 печатных работ, из них 2 статьи в журналах, имеющих аккредитацию ВАК, и получено свидетельство государственной регистрации на 1 программу для ЭВМ.

В заключении автор приводит общие выводы о результатах проведенного исследования и выражает благодарность кафедре «Ракетные двигатели», персоналу огневого стенда кафедры, сотрудникам научной лаборатории «Жидкостные ракетные двигатели малых тяг», сотрудникам Ресурсного Центра факультета №2 Московского авиационного института (НИУ) за помощь в подготовке и проведении экспериментально-теоретических исследований.

ГЛАВА 1. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КИСЛОРОДНО-МЕТАНОВОГО ТОПЛИВА В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ.

1.1. Российские исследования.

В России разработками двигателей на топливной паре кислород-метан занимаются ведущие фирмы ракетной отрасли: КБ Химмаш им. А.М.Исаева, НПО «Энергомаш» им. академика В.П.Глушко, ИЦ имени М.В.Келдыша, КБ Химавтоматики, НИИМаш. Широкие исследования и проектно-конструкторские разработки начали проводить с 1980-х годов. Первые работы по применению кислород-метанового топлива в ЖРД большой тяги проводились НПО «Энергомаш» [1,2,3]. Был разработан целый класс двигателей, работающих на топливе жидкий кислород (ЖК) - природный газ: РД-167, РД-169, РД-182, РД-183, РД-190, РД-192. Эти двигатели были спроектированы практически заново, но с использованием имеющегося задела, что позволило значительно снизить материальные и временные затраты.

В работе [4] Лапицким В.И. приведены материалы о проведенных в НПО «Энергомаш» экспериментальных исследованиях рабочих процессов в восстановительном газогенераторе (ГГ) и модельной камере сгорания МК.Э.722-5000. Эксперименты ГГ показали, что в исследуемых диапазонах (давление 3...10 МПа, коэффициент избытка окислителя 0,2...0,45 при температуре генераторного газа 1200...1900°C) сажа в продуктах сгорания практически отсутствует [4]. Испытания проводились на различных типах смесительных головок газогенератора с использованием форсунки типа форсунок газогенератора РД-120.

Модельная камера сгорания МК.Э.722-5000 прошла цикл огневых испытаний с целью экспериментального подтверждения возможности организации устойчивого и высокоэффективного рабочего процесса. Несколько вариантов конструкции основных узлов камеры тягой до 1 кН: смесительной головки (СГ) с

узлом завесы и корпуса камеры, - прошли огневые эксперименты. Конструкция смесительной головки и контур камеры представлены на *Рисунке 1, 2*.

В центре СГ установлена специальная форсунка для пускового горючего, с помощью которого производится зажигание несамовоспламеняющегося топлива.

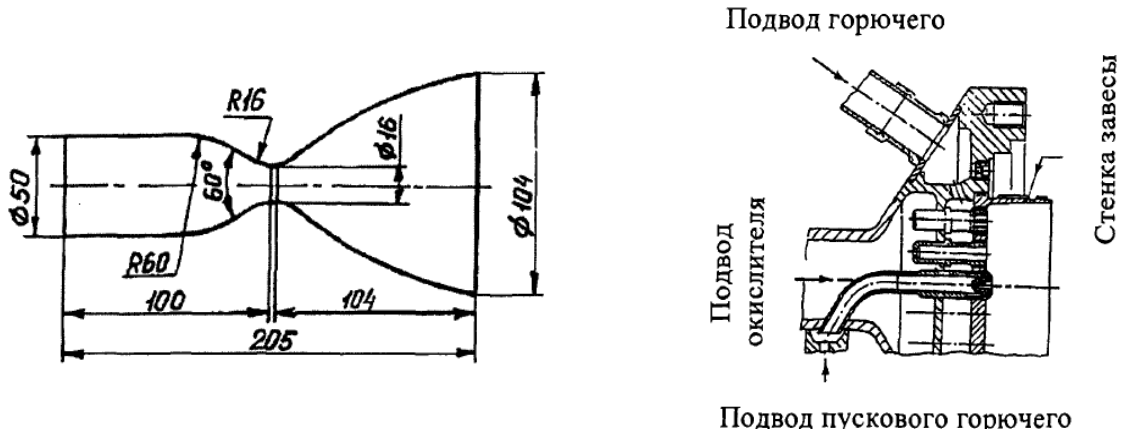


Рисунок 1. Геометрический контур камеры

Рисунок 2. Конструкция смесительной головки

Испытаны два варианта форсунок: со струйной подачей обоих компонентов и струйно-центробежной (струйная по тракту метана и центробежная по тракту кислорода), - и два варианта корпусов камер из разных материалов: стеклопластик П-5-7 с вольфрамово-медным (материал ВД-МП) вкладышем и с графитовым вкладышем (ПРОГ-2400С) в критическом сечении, композитный материал «углерод-углерод». Также были изготовлены корпуса из нержавеющей стали 12Х18Н10Т с укороченной сверхзвуковой частью сопла. Проведено 30 испытаний. Результаты испытаний представлены в *таблице 1*.

По результатам экспериментов выяснено, что коэффициент расходного комплекса φ_{β} составляет $\approx 0,89$. Он практически не меняется в зависимости от давления в камере сгорания и соотношения компонентов. Однако значения φ_{β} для СГ со струйно-центробежной подачей компонентов в камеру равны $\approx 0,915$. Величины достаточно высоки для камер малых тяг, что объясняется применением смесительной головки с равномерным распределением соотношения компонентов по поперечному сечению.

Таблица 1. Результаты испытаний модельных камер.

Материал	СГ	$n_{исп}$	τ_{Σ} , с	τ_{max} , с	P_k , МПа	K_m	Состояние мат.части
Стеклопластик П-5-7+ВД-МП	С-С	2	118,4	106,9	2,8	2,27	Разгар вкладыша почти на всю глубину, частичное оплавление цилиндра
	С-С	1	11	11	2,83	2,19	Локальное оплавление цилиндра стенки и вкладыша по одной образующей
Стеклопластик п-5-7+ПРОГ-2400°C	С-С	2	212,3	200,6	0,43-0,47	1,8-2,2	Незначительное оплавление цилиндра
	С-С	5	1000	450	0,47-0,53	1,85-2,47	Оплавление цилиндра стенки, разгар вкладыша
Композиционный материал «углерод-углерод»	С-С-	1	6,0	6,0	0,5	1,71	Скол материала в критическом сечении
	С-С	1	60	60	0,45	2,13	Локальный прогар в критическом сечении
	С-С	2	61	50	0,53	1,67	Локальный прогар в критическом сечении
<p>$n_{исп}$ – количество испытаний, τ_{Σ} – суммарная наработка на каждом из них, τ_{max} – максимальная длительность одного испытания, давление в камере p_k и соотношение компонентов K_m.</p>							

Сейчас НПО "Энергомаш" разрабатывает метановый двигатель с тягой 200 тонн для многоразовой ракетно-космической системы. Как обещает Главный Конструктор предприятия Чванов В.К., появление первого образца такого двигателя возможно через 3-5 лет.

В основном конструкторы шли путем модификации уже имеющихся ЖРД с изменением небольшого количества элементов под новую топливную пару. Ярким примером могут служить исследования, проведенные в КБхиммаш им. А.М.Исаева [5]. Толчком к началу работ по двигателям на топливе жидких кислород – СПГ стала тенденция ограничения стоимости и обеспечения экологичности космических услуг. В 1994 г. были сделаны проработки по замене жидкого водорода на сжиженный природный газ применительно к кислородно-водородному КВД-1 тягой 7.5 тс. Использование двигателя-прототипа, ранее прошедшего цикл испытаний на компонентах ЖК и жидкий водород, обеспечило сокращение затрат на проведение исследования. В 1996 г. проведены испытания газогенератора, в качестве компонентов использовались ЖК и СПГ. Сделаны 13 включений ГГ, подтвердившие его работоспособность на компонентах ЖК и природный газ. Полученные результаты использовались при разработке восстановительных газогенераторов, работающих в двигателях открытой и замкнутой схем. В августе 1997 г. КБхиммаш приступило к огневым стендовым испытаниям полноразмерного двигателя замкнутой схемы тягой 7,5тс с использованием горючего для охлаждения камеры сгорания. В течение пуска (~27с) измерялись значения тяги, расход каждого компонента, параметры турбо-насосного агрегата (ТНА) (обороты, давления), КС и ГГ (температуры, давления). Подтверждена правильность выбранных алгоритмов управления ЖРД на этапах предварительного захлаживания, пуска и останова.

Результаты, достигнутые при испытаниях модернизированного двигателя (КВД-1М), представлены в *Таблице 2*.

Затем был создан ЖРД С5.86.1000 – 0 N2 на основе блока маршевого кислородно-водородного двигателя КВД-1 с использованием основных агрегатов прототипа с некоторыми изменениями (*Рисунок 3*). Камера имеет новый тракт охлаждения, обеспечивающий ее работоспособность при соотношении компонентов 3.1...3.7. С 2009 г. по 2011г. этот двигатель прошел серию огневых испытаний с общей наработкой по времени 3389с (*Таблица 3*)[6].

Таблица 2. Результаты ОСИ двигателя КВД-1М и С5.86.100 -0N2

Испытание	1997г.	1998г.	04.1999г.	05.1999г.
Тяга, кН	52800	70600	57700	52300
Давление в камере сгорания, МПа	4,55	4,66...6,3	3,3...4,85	3,5...4,35
Коэффициент камеры, φ_k	0,984	0,986	0,995	0,99
Время пуска, с	27	20	38	60

Таблица 3. Результаты ОСИ двигателя С5.86.100 -0N2

Испытание	06.2009г.	10.2010г.	10.2011г.
Продолжительность включений, с	60	1160	два включения: 162 и 2007
Тяга, кгс	7000	7000	7000
Давление в камере сгорания, МПа	5,4...6,08	4,94...5,88	
Соотношение компонентов K_m	2,34...2,84	2,84...3,04	



Рисунок 3. Многокамерный жидкостной ракетный двигатель-демонстратор

С5.86.1000 - 0 N2

В ходе испытания были подтверждены:

- возможность многократного запуска и остановки ЖРД на сжиженном природном газе;
- возможность продолжительной работы двигателя, выполненного по замкнутой схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа, на топливной паре ЖК-СПГ;
- правильность принятых технических решений по обеспечению многократного запуска, управления, регулирования с учетом особенностей СПГ.

Кроме того, ОСИ позволили получить экспериментальные данные для уточнения методики расчета охлаждения камеры сгорания при использовании СПГ в качестве охладителя.

В ОАО «Конструкторское бюро Химавтоматики» с 1994 г. проводилось исследование перевода на топливо кислород-метан серии двигателей РД0120, РД0124, РД0234, РД0242, РД0256. В 1996-1999г. сделана расчетно-конструкторская, материаловедческая и технологическая проработка ряда ЖРД тягой 5-240 тс (РД0139, РД0140, РД0134, РД0141, РД0142, РД0143А, РД0143К, РД0144, РД0149) на топливе кислород-метан. Прошли огневые испытания демонстрационные двигатели РД-0110МД, изготовленный на базе РД-0110 (*Рисунок 4*), и РД-0146М.

Двигатель РД-0110МД тягой около 245кН собирался из материальной части двигателя, прошедшего ранее полный цикл огневых испытаний на топливе кислород-керосин. Реализован основной режим работы двигателя при давлении в камере сгорания 5,78 МПа, в газогенераторе 4,8 МПа. В ходе огневых экспериментов не обнаружено отложений сажи в газовых трактах газогенератора и турбины.

С 2006г. ведется работа по созданию отечественного метанового многократного ЖРД РД0162 тягой 2000кН для МРКС-1 [7,8].

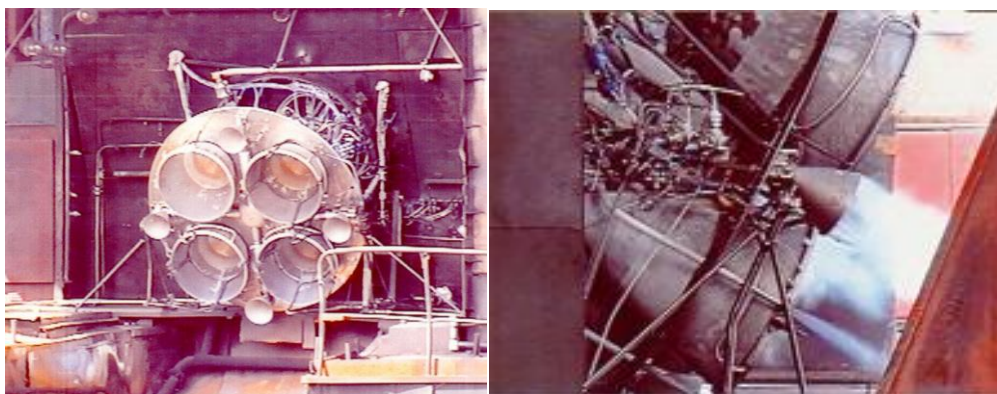


Рисунок 4. Двигатель-демонстратор РД0110МД

Двигатель РД0162 СД, предназначенный для проведения летной отработки системного демонстратора возвращаемого ракетного блока (первой многоразовой ступени) ракетно-космического комплекса МРКС-1, планируется также использовать в составе маршевой двигательной установки новой малогабаритной космической ракеты. Характеристики РД0162 и РД0162СД представлены в *Таблице 4.*

Таблица 4. Основные параметры РД0162 и РД0162СД

Основные параметры	РД0162	РД0162СД
Тяга у Земли, кН	2000	416,9
Удельный импульс тяги, м/с: у Земли/в пустоте	3149/3492	2948/3404
Давление в камере, МПа	15,7	14,7
Кратность использования	25	25
Уровень форсирования по тяге, %	133	133
Время работы в полете, с	200	200
Компоненты топлива: окислитель/горючее	жидкий кислород/СПГ	
Масса двигателя, кг	2100	500
Габариты двигателя, мм: высота/диаметр	3550/1650	2000/930
Начало разработки, год	2006	2012

В мае 2014г. на испытательном комплексе КБХА проведено успешное огневое испытание двигателя-демонстратора LM10-MIRA тягой 7,5 тонн,

работающего на топливе «кислород – сжиженный природный газ». Этот ЖРД является совместной разработкой КБХА и итальянской компании AVIO[9].

Исследовательский центр им. М.В. Келдыша совместно с КБХА занимается исследованиями лазерного зажигания ракетных топлив кислород-метан, кислород-водород в запальном устройстве. Авторами работ [10,11] подтверждено надежное зажигание в широком диапазоне изменения расходов и соотношений компонентов (Таблица 5). Разработанная технология зажигания с использованием лазерного запального устройства может быть применена в системе воспламенения ракетных двигателей.

Таблица 5. Основные параметры экспериментов по лазерному воспламенению компонентов.

Наименование параметра, обозначение, размерность	Величина	
	O ₂ +H ₂	O ₂ +CH ₄
Суммарный расход компонентов, г/с	≤9	≤8
Соотношение компонентов	1,12...2,24	0,36...2
Коэффициент избытка окислителя	0,14...0,28	0,09...0,5
Энергия единичного импульса излучения лазера, мДж	0,4...0,75	0,2...0,75
Частота следования импульсов лазера, кГц	20	
Средняя мощность излучения, Вт	8...15	4...15
Длительность включения лазера, с	0,02...1	
Внешнее давление, Па	10 ⁵ ; 0,04·10 ⁵	

ИЦ им.М.В.Келдыша принимает участие в разработке ЖРД на метане [12, 13]. Отличительной особенностью разрабатываемого двигателя является схема без дожигания, работающая при давлении в камере сгорания 12-15 МПа. Такой ЖРД предполагается использовать на перспективном двухступенчатом носителе, первая ступень которого будет работать на топливе жидкий кислород и жидкий метан, а вторая – жидкий кислород и жидкий водород, что позволяет получить максимально возможную массу выводимого полезного груза. В разработанном техническом предложении по кислородно-метановому ЖРД тягой 2000 кН

указаны основные принципы разработки двигателя: восстановительный ГГ, щадящие значения параметров основных агрегатов двигателя, использование отработанных ранее конструктивно-технологических решений и материалов.

Создан экспериментальный образец ЖРД на метане (*Рисунок 5*), предназначенный для изучения отдельных стадий рабочего процесса и выработки практических рекомендаций для конструкторов. Проведенный цикл теоретических, экспериментальных, конструкторских и проектных работ позволил перейти Центру Келдыша, КБХА и НПО «Энергомаш» к разработке двигателя тягой 200–400 тс.



Рисунок 5. Экспериментальный кислородно-метановый ЖРД Центра Келдыша.

В ГРЦ «КБ им. Академика В.П.Макеева» совместно с НПО «Энергомаш», КБ общего машиностроения, НПО автоматики и приборостроения и ГП «Красноярский машиностроительный завод» ведется разработка ракет-носителей «Рикша» на базе серийных баллистических ракет РСМ-54[14]. Ракетные блоки оснащаются двигателями РД-182, являющимся модификацией РД-120, дорабатываемого под горючее СПГ (*Рисунок 6*) [15]. Для управления ракетой при неработающем маршевом двигателе применяется блок ориентации и стабилизации, использующий газообразный кислород и природный газ.

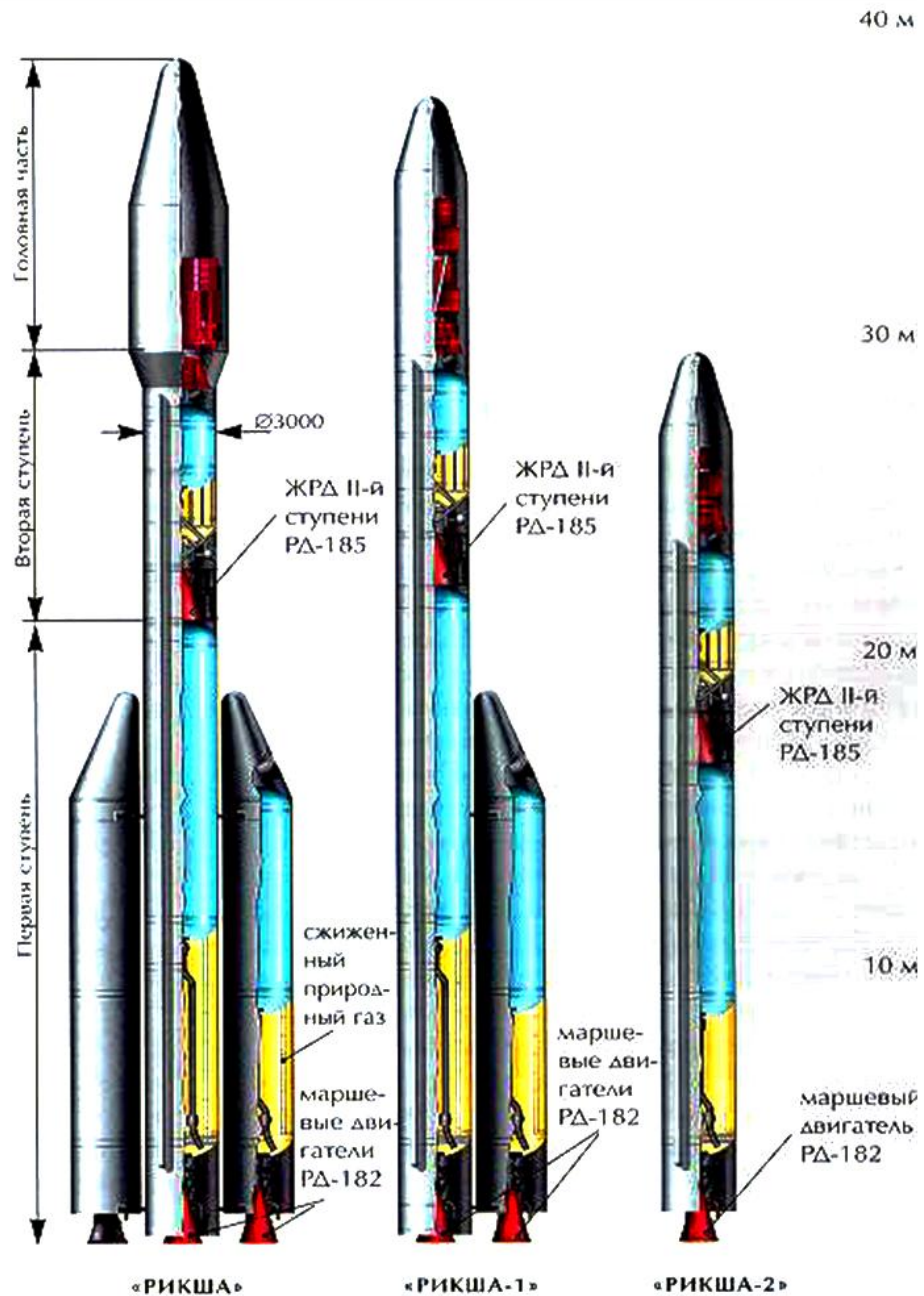


Рисунок 6. Ракеты-носители серии №Рикша»

1.2. Зарубежные разработки.

Южно-Корейская компания C&Space Inc.(CSI) провела конструкторскую разработку и выполнила цикл огневых стендовых испытаний ЖРД Chase-10 [16] тягой в вакууме 106,75 кН (пустотный удельный импульс 3150м/с), предназначенного для многократного использования (более 50 раз) и имеющего общий ресурс -10000 с. В качестве топливной пары используется жидкий метан и

жидкий кислород. Результаты типового огневого испытания представлены в *Таблице 6*. Двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива проработал на режиме номинальной тяги в течение 10с. В данной публикации не приводятся данные по коэффициентам камеры или расходного комплекса, что не позволяет судить, о степени совершенства рабочего процесса и об эффективности конструкции ЖРД в целом.

Таблица 6. Результаты огневых испытаний двигателя Chase-10.

Наименование параметра	Значение
Давление жидкого кислорода на выходе из насоса	9 МПа
Расход жидкого кислорода	22 кг/с
Давление жидкого метана на выходе из насоса	15,3 МПа
Расход жидкого метана	8,3 кг/с
Частота вращения ротора турбины	46000 об/мин
Расход компонентов топлива в газогенераторе	0,24
Давление в камере сгорания	6,5 МПа
Соотношение компонентов топлива в камере сгорания	2,5

Дальнейшими разработками и испытаниями этого типа двигателя стала заниматься фирма DARMA Technology[17]. По представленным данным этот двигатель прошел более 180 огневых испытаний продолжительностью от 10с до 200с. В рамках программы освоения метана в качестве горючего DARMA провела также испытания однофорсуночного двигателя малой тяги, работающего на компонентах газообразный метан и жидкий кислород, со сменными форсуночными элементами и отработку газогенератора с двумя конструкциями смесительных головок (19 форсунок и 7 форсунок). Номинальные параметры двигателя: давление в КС $p_k=1,5$ МПа, соотношение компонентов $K_m=3$, тяга на Земле $P=340$ Н, суммарный расход компонентов $\dot{m}=112$ г/с, степень расширения сопла $\bar{F}=10$. Параметры во время экспериментов варьировались: $K_m=0,2\dots 3,9$; $p_k=0,2\dots 2,1$ МПа. На сайте компании представлена фотография смесительной головки и форсунки после серии огневых экспериментов, наглядно

демонстрирующая оплавление огневого днища и смесительного элемента
(Рисунок 7).

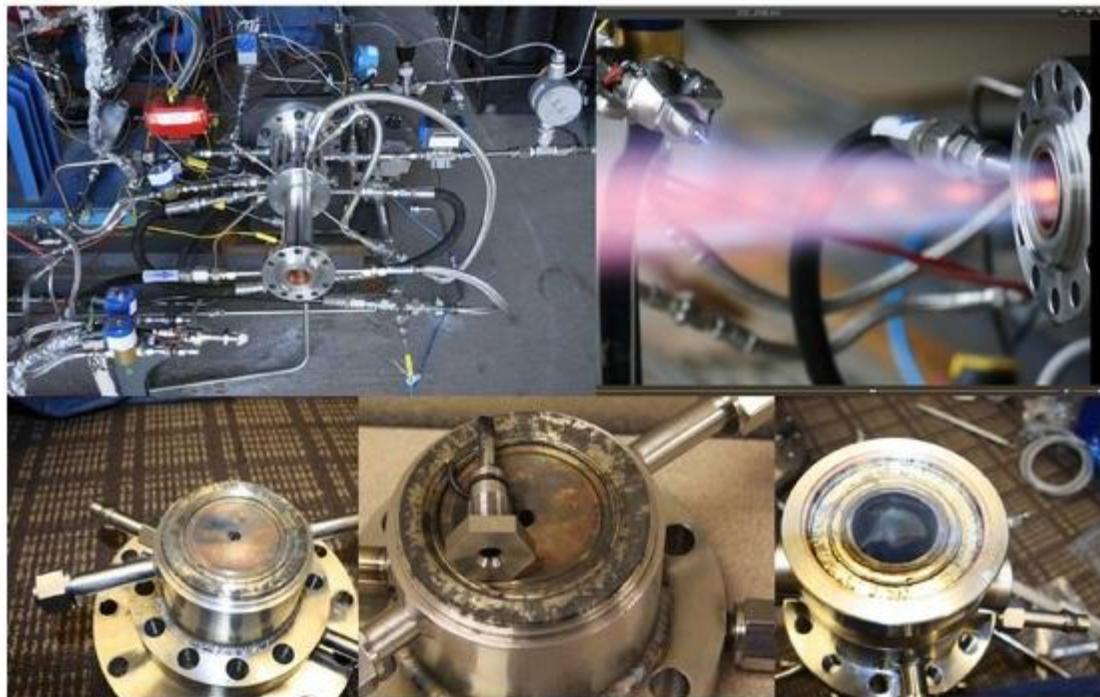


Рисунок 7. Огневые испытания однофорсуночного двигателя компании DARMA и состояние материальной части после экспериментов.

Также были проведены эксперименты на разработанных двигателях тягой 20кН (19 форсуночных элементов) и 100кН (91 форсунка) (Рисунок 8). Значение давления в КС для двигателя тягой 20кН составило $p_k = 7,2$ МПа. К сожалению, более подробных сведений о проведенных экспериментах и полученных результатах нет.



Рисунок 8. Двигатели фирмы DARMA тягой 20кН и 100кН.

В 2005 году фирма XCOR спроектировала, изготовила и протестировала двигатель XR-3M9 тягой 223Н на компонентах жидкий кислород - метан [18, 19]. В двигателе XR-3M9 (Рисунок 9) используется регенеративная система охлаждения и специально разработанные форсунки. Он работает на вытеснительной системе подачи компонентов. Испытания двигателя включили в себя 22 запуска, общей продолжительностью 65 с. Максимальное время работы составило 7 секунд. Кратковременные испытания показали высокую полноту сгорания.



Рисунок 9. Двигатели компании XCOR: XR-3M9(слева) и XR-5M15

Эта разработка позволила компании спрогнозировать характеристики двигателей с большей тягой на экологически-чистых компонентах топлива для использования в системах управления недорогих спутниковых ступеней и коммерческих ракет-зондов.

Следующим двигателем, использующим кислородно-метановое топливо, стал XR-5M15 с тягой 33кН [20]. Была проведена серия огневых испытаний, состоящая из 43 пусков. Этот двигатель предполагается использовать, как двигатель возвращения с Луны и Марса на Землю, а также для маневрирования в космическом пространстве. Он создан на основе XR-3M9, XR-4K5, XR-5M12 и XR-4A3. Однако XR-5M15 отличается пониженным давлением и увеличенными размерами камеры сгорания. Двигатель оправдал себя в вопросах надежного регенеративного охлаждения камеры и области критического сечения, стабильностью и надежностью зажигания.

Ведутся работы по исследованию качества смесеобразования и горения топлива кислород-метан. Так, например, интересная работа проведена центром Marshall Space Flight Center (MSFC) по оценке концепции расположения и типа топливных форсунок для двигателя Mars Ascent Engine (MAE) на жидком кислороде - жидком метане с акцентом на маленький вес, высокую эффективность, надежность и тепловое состояние [21]. Испытания включили в себя серию из 4-х экспериментов с диапазоном изменения по давлению в камере от 2,2 МПа до 3,5 МПа и по соотношению компонентов 1,5-3,5. Основные испытания также включили испытания с изменением длины камеры сгорания с целью изучения ее влияния на интенсивность горения и стабильность.

В этом двигателе использовалась вытеснительная система подачи компонентов, как наиболее эффективная и простая в эксплуатации. В таблице показаны основные рабочие условия, при которых проходили испытания двигателя MAE.

Таблица 7. Рабочие параметры двигателя MAE.

Параметр, единицы измерения	Номинальное значение	Диапазон
Давление в камере, МПа	1.7	0.7-3.8
Соотношение компонентов	3	
Тяга, кН	2.67	1.335 – 4.45
Уд. импульс пустотный, с	346	
Степень расширения сопла по площади	100	
Расход компонентов суммарный, кг/с	0.838	0.39 – 1.3

В исследовании рассматривалось несколько конфигураций расположения форсунок; за основу взята конструкция форсунки типа импинжер или триплер (г-о-о-г) (*Рисунок 10*). Эта конструкция является оптимальной для работы при соотношении компонентов 3. Также разработана альтернативная конфигурация форсунок типа дублет (г-о), расположенных по схеме (г-о)+(г-о) (*Рисунок 11*).

Полный диаметр окружности смесительной головки двигателя MAE, по которому расположены форсунки, равен 6 см. Форсунки типа триплет

расположены по одной окружности на форсуночной головке, форсунки типа импинжер расположены в два круга с внешним кругом горючего для защиты стенок.

Были спроектированы 10 вариантов конфигурации форсунок с различными высотами, углами наклона форсунок, размерами отверстий и расположением (Таблица 8).

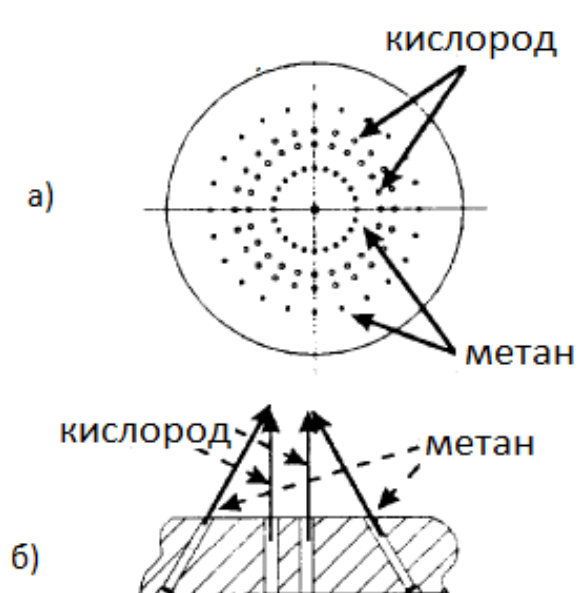


Рисунок 10. Форсунки типа триплет (2-0-0-2)

а) форсуночная головка

б) смесительный элемент

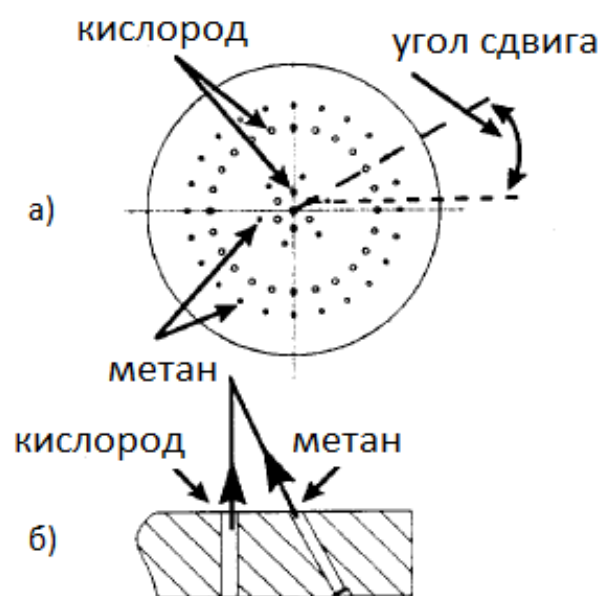


Рисунок 11. Форсунки типа дуплет (2-0-2-0)

а) форсуночная головка

б) смесительный элемент

Установлено, что при конфигурации форсунок типа дуплет (г-о-г-о) существует зона в центре форсуночной головки, обогащенная кислородом. Для уменьшения этой зоны топливные отверстия во внутреннем круге форсунок были срезаны под углом к центру, что позволило улучшить перемешивание. Испытания были проведены на конфигурациях форсунок №1,2,6 и 10. Колебание давления при испытаниях в камере было в пределах 3%.

Таблица 8. Конфигурации форсунок.

№	Тип форсунок	Конфигурация	Диаметр отверстия, мм		Срез
			Кислород	Метан	
1	Триплет	Г-О-О-Г	1	0.76	-
2	Дуплет	Г-О-Г-О	1.27	0.89	Нет
3	Дуплет	Г-О-Г-О	1.27	0.89	Да
4	Дуплет	Г-О-Г-О	1.27	0.89	Да
5	Дуплет	Г-О-О-Г	1.27	0.89	Нет
6	Дуплет	Г-О-Г-О	1	0.76	Да
7	Триплет	Г-О-О-Г	1	0.71	-
8	Дуплет	Г-О-Г-О	1	0.76	Да
9	Дуплет	Г-О-Г-О	1.17	0.81	Да
10	Триплет	Г-О-О-Г	1.17	0.86	-

Эксперименты проводились на экспериментальном образце камеры сгорания (Modular Combustion Test Article (МСТА)) (Рисунок 12). Часть медного сопла имеет отверстия для прохождения встречного охлаждающего потока воды. Цилиндрическая часть камеры сгорания диаметром 10,16 см состоит из нескольких модулей, включающих модуль с окном (для визуального наблюдения) и модуль воспламенения компонентов. В качестве пленочного охладителя используется азот, который подается через отверстия в кольцевом ряде форсунок. Пространство между этим рядом форсунок и основными форсунками служит акустической полостью для улучшения стабильности горения.

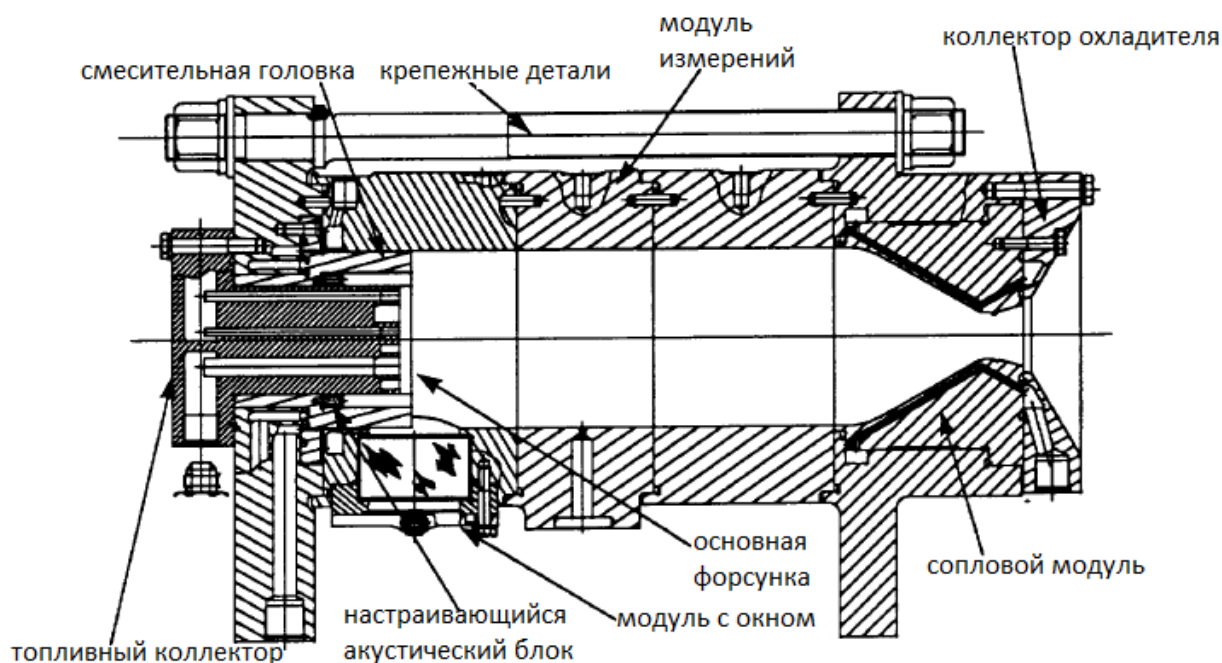


Рисунок 12. МСТА с форсуночной головкой

Сделано 40 огневых испытаний на 4 конфигурациях форсуночных головок, условия проведения испытаний приведены в *Таблице* .

Таблица 9. Рабочие условия проведения испытаний.

Параметры	Диапазон
Давление в камере, МПа	2.1 – 3.6
Соотношение компонентов	1.5 – 3.5
Продолжительность испытаний, с	5 – 15
Продолжительность одного запуска, с	0.25 – 10
Длина камеры, мм	228.6 – 330

Предварительная оценка результатов экспериментов показала, что форсунки обеспечивают стабильное горение в пределах установленных рабочих условий. С помощью эксимерного лазера измерялось комбинационное рассеивание луча на продукты сгорания при горении. Результаты показали, что концентрация сигналов равномерно распределена по области измерений. В дополнении к лазерной диагностике была использована инфракрасная камера для записи визуального варианта поля горения. Эти картинки показали четкий впрыск топлива и циркуляцию в области огневого днища. В работе авторы показывают только

промежуточные результаты исследования и их предварительную оценку и не приводят каких-либо точных количественных данных, которые могли бы показать различия в рабочих процессах в зависимости от конфигурации и расположения форсунок.

В 2009 году на Американском высотном стенде Auxiliary Propulsion Systems Test Bed (APSTB) были проведены испытания двигателя RS-18, разрабатываемого для использования в Лунной программе[22]. Двигатель RS-18 в качестве компонентов ракетного топлива использует пару жидкий кислород - жидкий метан. Этот проект – часть проекта НАСА Propulsion and Cryogenic Advanced Development (PCAD). При испытаниях для вычисления удельного импульса были измерены тяга двигателя и массовые расходы топлива. Расход кислорода изменялся в пределах 2,7-4,3 кг/с, расход метана 1,4-2,0кг/с.

Возможность варьирования тяги этого двигателя 22-44 кН. При испытаниях тяга была на уровне 24.5 кН, такое значение было выбрано в целях снижения технологических рисков и сохранения материальной части. Возможности стенда позволяют имитировать условия среды аналогичные высоте 31-37км. На *Рисунках 13,14* представлена конструкция испытательной установки и двигатель RS-18.

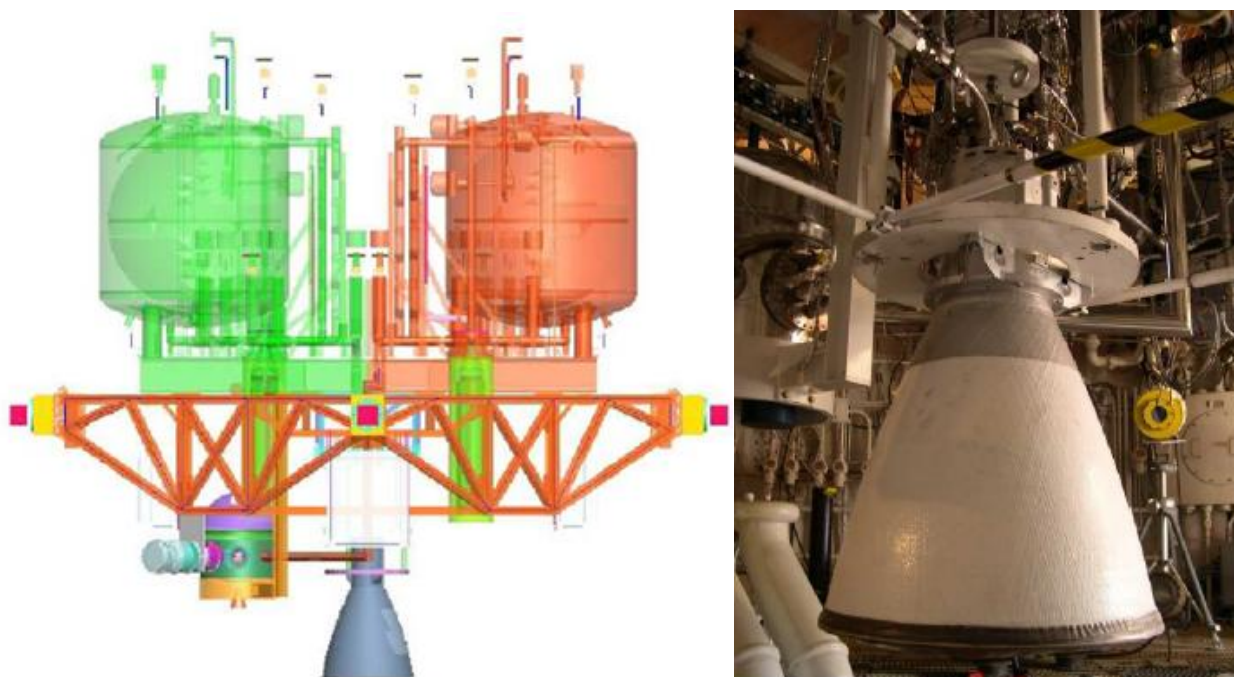


Рисунок 13. Высотный испытательный стенд с двигателем RS-18

Разработчики этого двигателя обращают внимание на еще одно полезное качество метана, как топлива будущего, помимо его основных положительных характеристик. Метан дает возможность использовать технологию получения ресурсов из поверхности Луны и Марса, так называемая технология получения ресурсов «in-situ» («на месте»). Такая технология позволит снизить запас топлива, необходимый для полетов к дальним планетам, так как можно произвести «дозаправку» топливом на Луне, собрать метан прямо с лунного реголита, на Марсе – из марсианской почвы, льда или атмосферы.

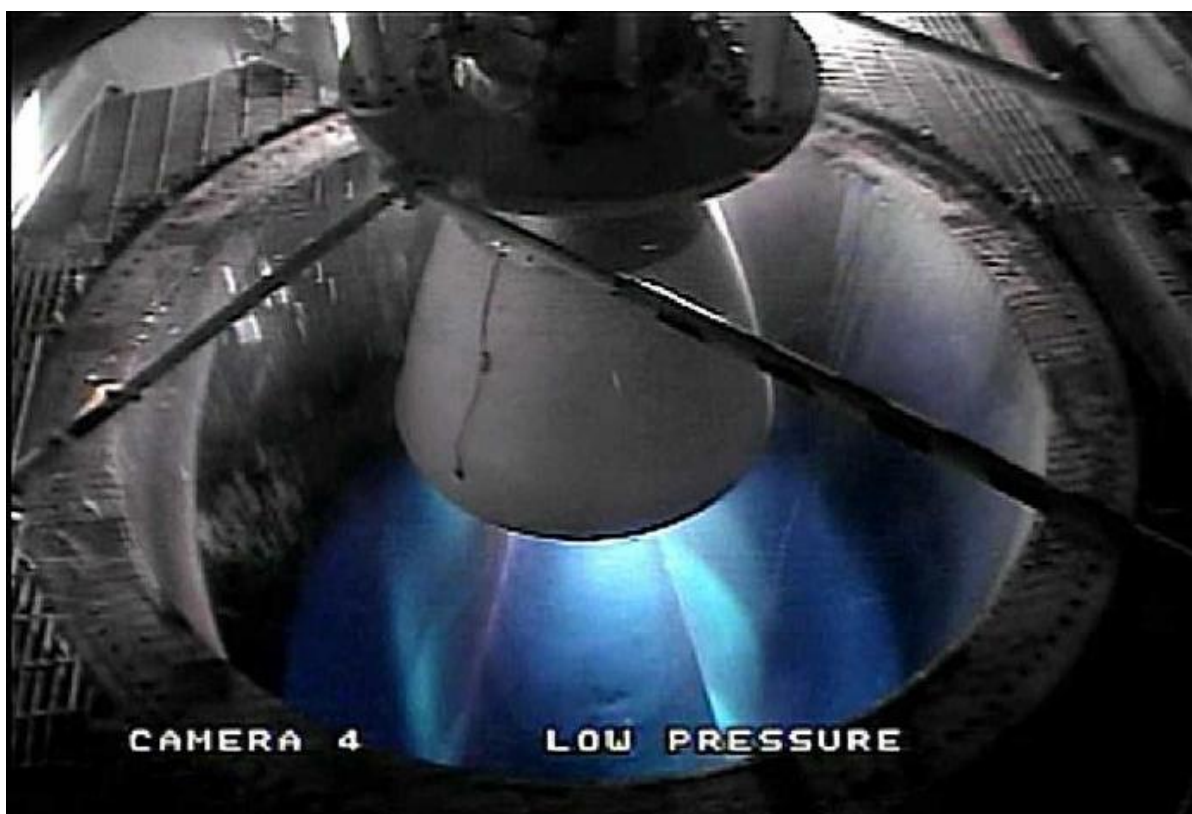


Рисунок 14. Огневое испытание RS-18 на вакуумном стенде.

Измерение тяги происходило с помощью специального устройства с тремя равномерно расположенными датчиками. На *Рисунке 15* представлено расположение опор трех датчиков нагрузки. Использование трех опор минимизирует ошибку при внеосевых тяговых нагрузках и способствует выравниванию при испытаниях с калибровочными нагрузками воздушного цилиндра.

Три успешных испытания продемонстрировали надежное вакуумное зажигание RS-18. Время проведения испытаний ограничилось менее чем 1 с., из-за возникновения температурных напряжений в металлических частях двигателя, при этом примерно 0,5 с двигатель проработал на устойчивом режиме. Авторы экспериментов говорят о рассчитанных удельном импульсе и характеристической скорости для каждого испытания, однако не приводят этих данных в опубликованных статьях.

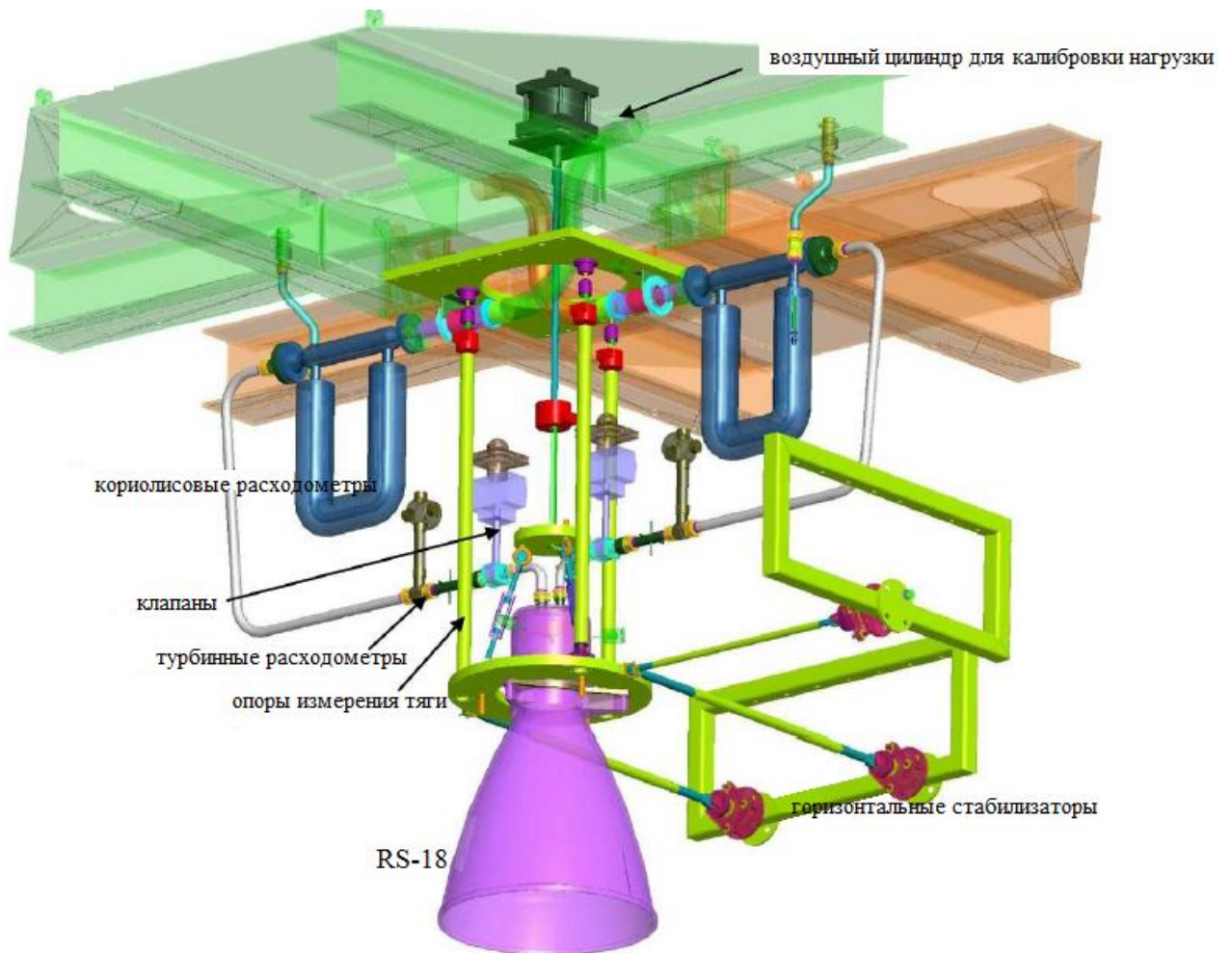


Рисунок 15. Основные элементы испытательной аппаратуры стенда.

Aerojet и Psad провели испытательную программу для двигателя RCE тягой 445Н на топливе жидкий кислород и жидкий метан[23,24]. RCE (Рисунок 16) продемонстрировал работоспособность в диапазоне соотношения компонентов смеси 2,5-3,5. Проведено более чем 2400 пусков высотной камеры в импульсных режимах работы в диапазоне частоты открытия клапанов подачи 80...5000 мс.

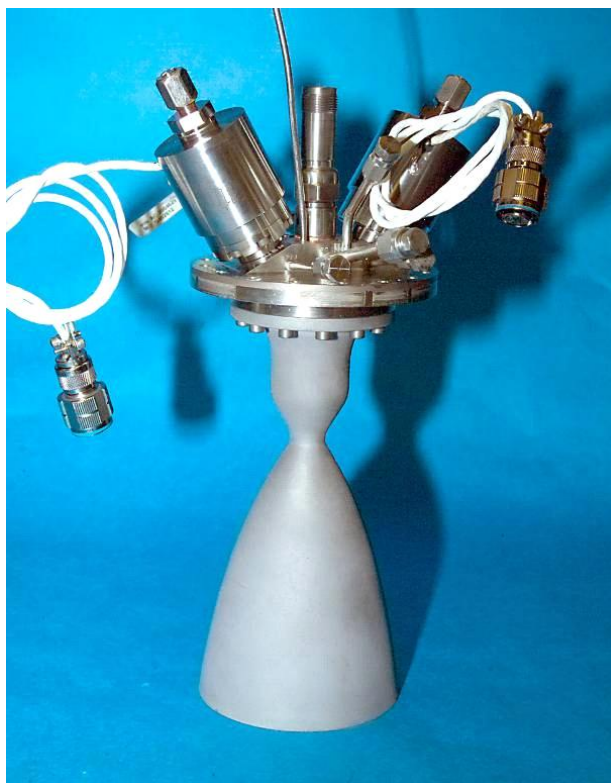


Рисунок 16. Двигателя RCE тягой 445Н

Таблица 10. Технические требования к двигателю 445Н и результаты 1
огневого испытания.

Параметр	Ед. изм.	Технические требования	Экспериментальное значение
Тяга	Н	445±45	374...512
Давление в КС	МПа	1,2	11,2...14,5
Удельный импульс	с	>317	>320
Соотношение компонентов		2,6 – 3,5	2,3 – 3,5
Минимальный импульс	Н/с	17,8	≤17,8
Утечка тепла в систему подачи	Вт	<0,29	
Жизненный цикл клапана	кол-во включ.	25000	55000
Масса двигателя	кг	минимальная	5

1.3. Работы по математическому моделированию рабочих процессов в РДМТ на компонентах топлива кислород и метан

Большое распространение сейчас получают работы по изучению процессов, происходящих в камерах РДМТ, с использованием математического моделирования. Исследованиями занимаются как российские, так и зарубежные авторы.

В работе Лапицкого [4] приводится математическая модель и методика расчета распределения параметров в камере сгорания РДМТ с форкамерной схемой организации рабочего процесса и зонной подачей газообразных компонентов топлива. Конфигурация исследуемой численным методом КС приведена на *Рисунке 17*.

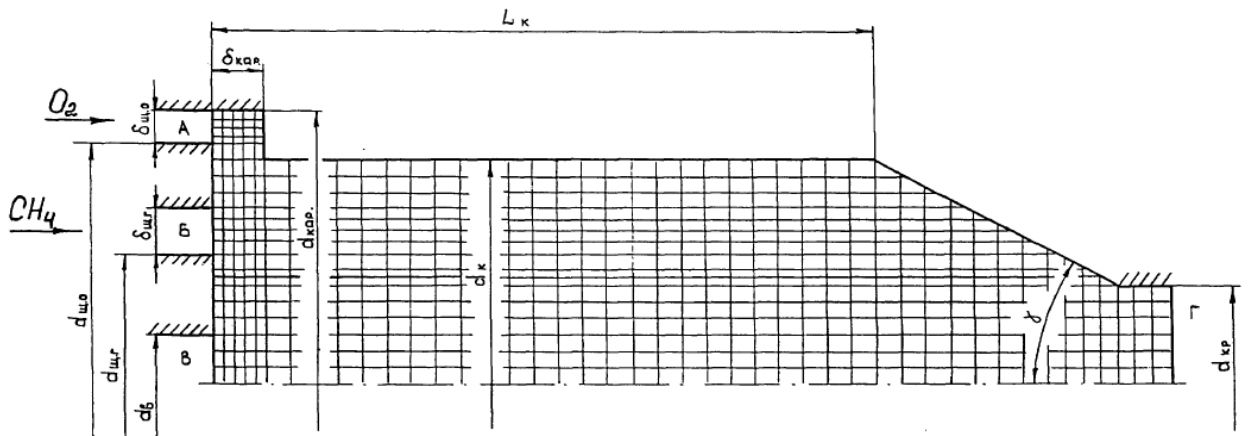


Рисунок 17. Конфигурация расчетной области КС РДМТ, исследуемого в работе [4].

Задача решается в двумерной постановке. Основные допущения, принимаемые автором:

1. Задача стационарна.
2. Теплоотвод в стенку КС отсутствует.
3. КС изобарическая до входа в сужающуюся часть сопла.

Одномерное распределение давления, определяющееся газодинамическими функциями.

4. Коэффициент температуропроводности равен эффективному коэффициенту турбулентной вязкости (турбулентное число Прандтля $Pr=1$).

5. Используется одностадийная химическая реакция взаимодействия кислорода и метана: $24CH_4+47O_2=8CO+30H_2O+32OH+2H_2$

6. Газ является идеальным и подчиняется закону Менделеева-Клайперона.

7. Скорость, плотность, температура и давление газа одинаковы по площади подвода.

В общую систему уравнений, представленную автором, описывающую рабочий процесс входят следующие уравнения: уравнение неразрывности, материального баланса, энергии, количества движения, уравнение для определения температуры смеси, для определения относительной массовой концентрации продуктов сгорания, определения плотности смеси, коэффициента вязкости и соотношения компонентов топлива.

Температура воспламенительной смеси, поступающей из форкамеры, принимается равной 1000К, температуры окислителя и горючего, подаваемые в КС, равны 298К.

При решении системы уравнений автором получены значения массовых долей непрореагировавшего метана, с учетом которых вычислен коэффициент расходного комплекса φ_β , характеризующий степень завершенности рабочего процесса в КС:

$$\varphi_\beta = \sqrt{1 - \frac{\dot{m}_{Г.вых}}{\dot{m}_{Г.вх}}}, \quad (1)$$

где $\dot{m}_{Г.вх}$, $\dot{m}_{Г.вых}$ – соответственно расход горючего на входе и выходе из КС.

Полученные значения коэффициента φ_β качественно согласуются с экспериментальными данными, что позволяет использовать эту методику численного моделирования на начальных этапах проектирования вихревых камер РДМТ с зонной подачей газообразных кислорода и метана.

Расчетным исследованиям рабочих процессов в камере сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород – углеводородное горючее с использованием двумерной методики численного моделирования посвящены работы группы авторов [25,26,27]. По результатам проведенного исследования авторы делают выводы о возможности использования разработанных методик для расчета различных схем смесеобразования на стадии эскизного проектирования. Интересная работа по математическому моделированию теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород-метан в импульсном режиме проведена Ворожеевой О.А. и Ягодниковым Д.А. [28]. Авторами предложена математическая модель нестационарной теплопроводности в двумерной осесимметричной постановке с учетом осевых перетечек тепла и нестационарности процессов, протекающих внутри камеры двигателя. Получены распределения температур в области форсуночной головки и в критическом сечении КС. При использовании численного моделирования подтверждена тенденция аккумуляции тепла при импульсном режиме работы двигателя. Однако применение двумерных методик численного моделирования не позволяет учесть фактор неравномерности входа компонентов в полость камеры сгорания, поэтому все большую популярность приобретают трехмерные методики численного моделирования рабочих процессов.

Работа по исследованию применимости пакетов вычислительной гидрогазодинамики CFD для изучения характеристик противоточного горелочного модуля [29] проведена в Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А.Соловьева. Приведены результаты численного моделирования течения вязкого сжимаемого газа в противоточном горелочном модуле. Расчеты выполнялись с использованием нескольких моделей турбулентности: SST, k-ε, RNG k-ε, EARSM, RSM BSL. Авторы показывают, что в случае применения модели переноса рейнольдсовых напряжений RSM BSL структура течения наиболее полная и имеет особенности, подтверждаемые

экспериментальными данными, но не проявляющиеся при использовании стандартных двухпараметрических моделей турбулентности.

Численное и экспериментальное исследование выгорания метано-воздушной смеси в вихревом газовом горелочном модуле приведено в работе Евдокимова О.А.[30]. Для определения полноты сгорания топлива в i -ом сечении автор использует выражение:

$$\eta = C \frac{k_i V_{xap}^{l_i/l_{ж.т.}}}{T_i V_i Q_p} \cdot \frac{1 + \alpha_i L_0}{\alpha_i} \left(\frac{P}{P_0}\right)^\nu, \quad (2)$$

где C - эмпирический коэффициент, k_i - константа скорости одноступенчатой химической реакции, V - объем камеры сгорания, l_i - расстояние от фронтального до i -ого сечения камеры сгорания, $l_{ж.т.}$ - длина камеры сгорания, T - температура, V_i - объем зоны горения между фронтальным и i -ым сечениями, Q - теплота сгорания, α - коэффициент избытка воздуха, L_0 - стехиометрический коэффициент, P - давление смеси на входе в зону горения, P_0 - атмосферное давление, ν - порядок реакции.

В качестве начальных условий заданы условия Стокса и адиабатности стенок. В качестве граничных условий: на входе в жаровую трубу задается расход смеси, расход воздуха через каждый из поясов подачи вторичного воздуха, коэффициент избытка воздуха; на выходе - суммарный коэффициент избытка воздуха с учетом всех вторичных потоков, статическое давление.

Газодинамические процессы течения в жаровой трубе моделируются с использованием системы уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Для замыкания данной системы уравнений используется модель турбулентности $k - \varepsilon$. Процесс горения описывается моделью Eddy Dissipation Model (EDM) с использованием 4-х элементарных промежуточных реакций.

Предложенная автором аналитическая зависимость при значении эмпирического коэффициента $C = 0.14$ с достаточной точностью (погрешность ~4%) описывает полученную экспериментально кривую выгорания топлива (Рисунок 18).

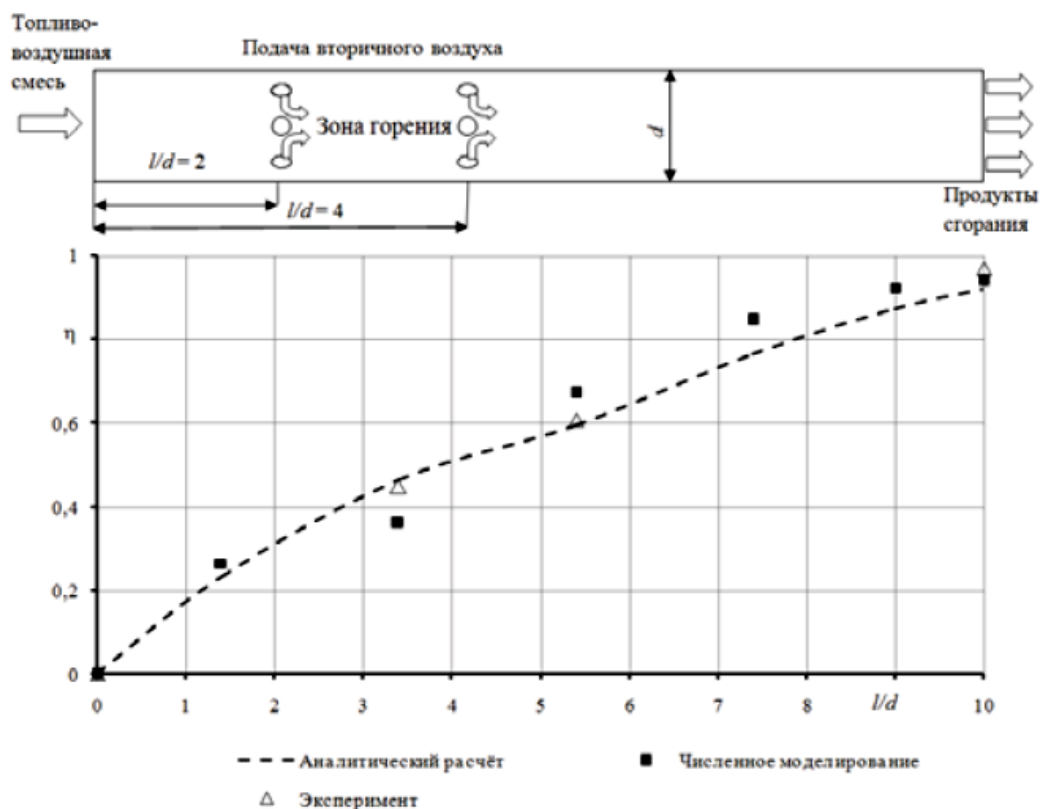


Рисунок 18. Кривая выгорания топлива в трубчатой камере сгорания

Расхождение результатов численного расчета и экспериментальных данных составляет 5-7%, что, как утверждает автор, объясняется совокупным влиянием принимаемых допущений: коэффициенты в выбранной модели турбулентности $k - \varepsilon$, упрощение расчетной области, идеальность смешения топливо-воздушной смеси, бесконечность скоростей химических реакций выбранной модели горения. Удовлетворительное согласование полученных результатов доказывает возможность применения представленной автором модели. Однако при использовании автором этой модели в схеме газового эжекционного горелочного модуля для исследования полноты сгорания топлива по длине зоны горения при сравнении результатов физического и численного эксперимента получено существенное различие (Рисунок 19). Автор высказывает предположение, что такое различие обусловлено влиянием редуцированной кинетической схемы горения и занижением интенсивности турбулентных пульсаций, определяющих скорость горения в турбулентном потоке, при использовании модели $k - \varepsilon$.

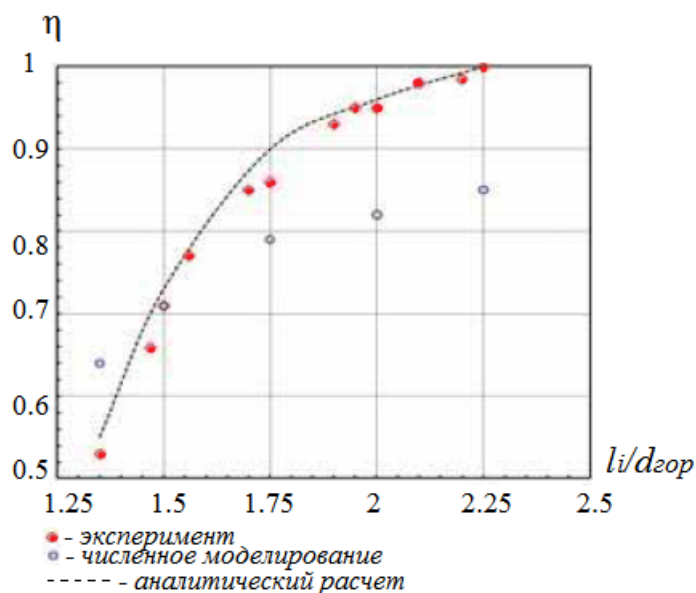


Рисунок 19. Изменение полноты сгорания топлива по длине зоны горения.

Исследования в области математического моделирования рабочих процессов в РДМТ на различных экологически чистых компонентах проводятся авторами из Южно-Уральского государственного университета и НИИ Машиностроения г.Нижняя Салда. В работе [31] Ваулина С.Д. и Салича В.Л. приводится методика численного моделирования внутрикамерных процессов для проектирования высокоэффективных РДМТ. При разработке математической модели авторами принимаются следующие допущения:

1. Рабочее тело – сплошная неоднородная многокомпонентная газовая среда с каплями распыленного жидкого горючего.
2. Горение проходит в газовой фазе.
3. Температура испаряющейся капли одинакова во всем объеме капли.
4. Горение происходит по одной необратимой брутто-реакции, описывающей стехиометрической взаимодействием веществ «окислитель» и «горючее» с появлением вещества «продукты сгорания».
5. Газовая смесь находится в глобальном термодинамическом равновесии.

В работе приведена система уравнения сохранения, соответствующая принятым допущениям, которая дополняется уравнениями, входящими в модель турбулентности:

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho)}{\partial t} + \nabla(r_\alpha \rho v) = \Omega; \quad (3)$$

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho g_i)}{\partial t} + \nabla(r_\alpha \rho v g_i) = \nabla J_j - S_j; \quad (4)$$

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho v)}{\partial t} + \nabla(r_\alpha (\rho v \otimes v - \Pi)) = \Psi_v; \quad (5)$$

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho E)}{\partial t} + \nabla(r_\alpha (\rho v E - \Pi v + q)) = \Psi_E; \quad (6)$$

$$m_{\text{ж}}^i \frac{dv_{\text{ж}}^i}{dt} = P_{\text{ж}}^i; \quad (7)$$

$$\sum_{i=1}^N (m_{\text{ж}}^i c_{\text{п}}^{\text{ж}}) \frac{dT_{\text{ж}}}{dt} = Q_i; \quad (8)$$

$$\frac{dm_{\text{ж}}^i}{dt} = -\dot{m}_{\text{исп}}^i; \quad (9)$$

$$q = -\lambda \nabla T + \sum_{i=1}^{N_k} J_j h_i. \quad (10)$$

Где v – вектор скорости газовой смеси, ρ – плотность газовой смеси, p – давление, r_α – доля объема, занимаемая газовой фазой, g_i – массовая доля i -го вещества в газовой смеси; Π – тензор напряжений поверхностных сил [32], $\dot{m}_{\text{исп}}^i$ – мгновенный массовый секундный расход паров от i -й капли, $m_{\text{ж}}^i$ – масса i -й капли, $E = c_v T$ – внутренняя энергия газовой фазы, T – температура газовой смеси, c_v – изохорная теплоемкость газовой смеси, Ω, Ψ_v, Ψ_E – источники соответственно массы, импульса, энергии, обусловленные взаимодействием газовой фазы с каплями распыленного топлива, Q_i – количество теплоты, передаваемое к капле от газовой фазы в единицу времени:

$$Q_i = Q_c + Q_m + Q_R, \quad (11)$$

где составляющие Q_c и Q_R обусловлены соответственно конвективным и лучистым переносом; составляющая Q_m обусловлена уносом тепла от капли за счет фазового перехода

$$Q_m = -\sum_{i=1}^N \dot{m}_{\text{исп}}^i r, \quad (12)$$

где r – скрытая теплота фазового перехода горючего.

Диффузионный поток j -го компонента газовой смеси

$$J_j = -\rho D_j \nabla g_j, \quad (13)$$

D_j – эффективный коэффициент диффузии, $j \equiv \text{г, о, пс}$.

Вектор результирующей силы, действующей на i -ю каплю:

$$P_{\text{ж}}^i = P_D + P_M + P_{VM} + P_p, \quad (14)$$

где P_D – сила аэродинамического сопротивления; P_M – сила Магнуса; P_{VM} – виртуальная массовая сила, обусловленная увлечением массы газовой фазы при ускорении капли; P_p – сила вследствие градиента давления. Источники в уравнениях (3, 5,6) определяются следующим образом:

$$\Omega = \sum_{i=1}^N N_i \dot{m}_{\text{исп}}^i; \quad (15)$$

$$\Psi_v = \sum_{i=1}^N N_i P_{\text{ж}}^i + \sum_{i=1}^N N_i \dot{m}_{\text{исп}}^i v_i; \quad (16)$$

$$\Psi_E = \sum_{i=1}^N N_i (\dot{m}_{\text{исп}}^i h_{\Gamma}^n - Q_i), \quad (17)$$

h_{Γ}^n – энтальпия горючего в газовой фазе; N_i – число капель группы i в единице объема.

Источники в уравнении (4):

$$S_{\Gamma} = -M_{\Gamma} v_{\Gamma} R_{\Gamma} + \Omega, \quad (18)$$

$$S_o = -M_o v_o R_{\Gamma}, \quad (19)$$

$$S_{\text{пс}} = M_{\text{пс}} v_{\text{пс}} R_{\Gamma} + \Omega, \quad (20)$$

$M_{\Gamma}, M_o, M_{\text{пс}}$ – соответственно молекулярные массы испарившегося горючего, окислителя, продуктов сгорания; $v_{\Gamma}, v_o, v_{\text{пс}}$ – стехиометрические коэффициенты соответственно горючего, окислителя и продуктов сгорания в уравнении брутто-реакции; R_{Γ} – скорость горения, определяемая как меньшее значение из скорости перемешивания за счет турбулентных пульсаций и скорости химической реакции [33]

$$R_{\Gamma} = \min \left\{ \begin{array}{l} AB \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\frac{Y_{\Gamma}}{v_{\Gamma}}, \frac{Y_o}{v_o} \right), \\ B \frac{\varepsilon Y_{\text{пс}}}{k v_{\text{пс}}}, \\ Y_{\Gamma}^{\vartheta_{\Gamma}} Y_o^{\vartheta_o} \cdot K e^{(E/(R_o T))}, \end{array} \right. \quad (21)$$

$Y_{\Gamma}, Y_o, Y_{\text{пс}}$ – соответственно мольные концентрации горючего, окислителя и продуктов сгорания; $\vartheta_{\Gamma}, \vartheta_o$ – эмпирические константы; K – предэкспоненциальный множитель в законе Аррениуса; k – кинетическая энергия

турбулентных пульсаций; ε – скорость диссипации турбулентной энергии. Значения K , ϑ_T , ϑ_0 могут быть взяты из [34].

В качестве граничных условий на входе задаются значения массовых расходов, температур, интенсивности турбулентных пульсаций, на выходе – давление. Для дискретной фазы на входной границе задаются суммарный расход капель, температура, функция распределения капель по размерам. Авторы отмечают, что модель процессов в КС РДМТ на газообразных компонентах является частным случаем данной модели.

Приведенная модель реализована в пакете ANSYS CFX. В работах [35,36] проведены расчеты процессов в КС двигателя тягой 200Н, работающего на композиции $O_{2(\text{газ})} + \text{этанол}$. Здесь на входе компонентов задаются массовые расходы газообразного окислителя, содержащего капли горючего. Визуализация рабочего процесса, полученная в результате численного моделирования, дает качественное представление о протекающих процессах. По результатам расчетов определяется коэффициент расходного комплекса по формуле [37]:

$$\varphi_{\beta} = \frac{p_k F_{кр}}{G \beta^T}, \quad (22)$$

и по формуле, применяемой в работе [4]. Авторы говорят о полученных значениях $\varphi_{\beta} = 0,83 \dots 0,87$ для различных расчетных сеток, моделей турбулентности, что удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными, однако не приводят информацию по особенностям расчета и результатам эксперимента на представленной конструкции двигателя и рассмотренном виде топлива.

Экспериментальное подтверждение результатов численного моделирования по данной модели показано в работе [38]. Исследование проводилось для двигателя МРД 100 на компонентах топлива кислород-метан тягой 100Н. Сравнения результатов сделано по φ_{β} при различных коэффициентах избытка окислителя α с постоянным суммарным расходом $\dot{m}_{\Sigma} = 0.044$ кг/с (Рисунок 20).

Полученное удовлетворительное согласование экспериментальных и расчетных данных позволило использовать данную методику для проектирования двигателя КМ-2, обеспечившего высокие энергетические показатели при экспериментальном исследовании его с применением топлива кислород-водород ($\varphi_{\beta} = 0,94 \dots 0,955$). Авторы работы говорят о том, что разработанная методика проектирования РДМТ позволила полностью заменить дорогостоящий и длительный этап сравнительных испытаний, и рекомендуют ее для дальнейшей разработки новых эффективных РДМТ.

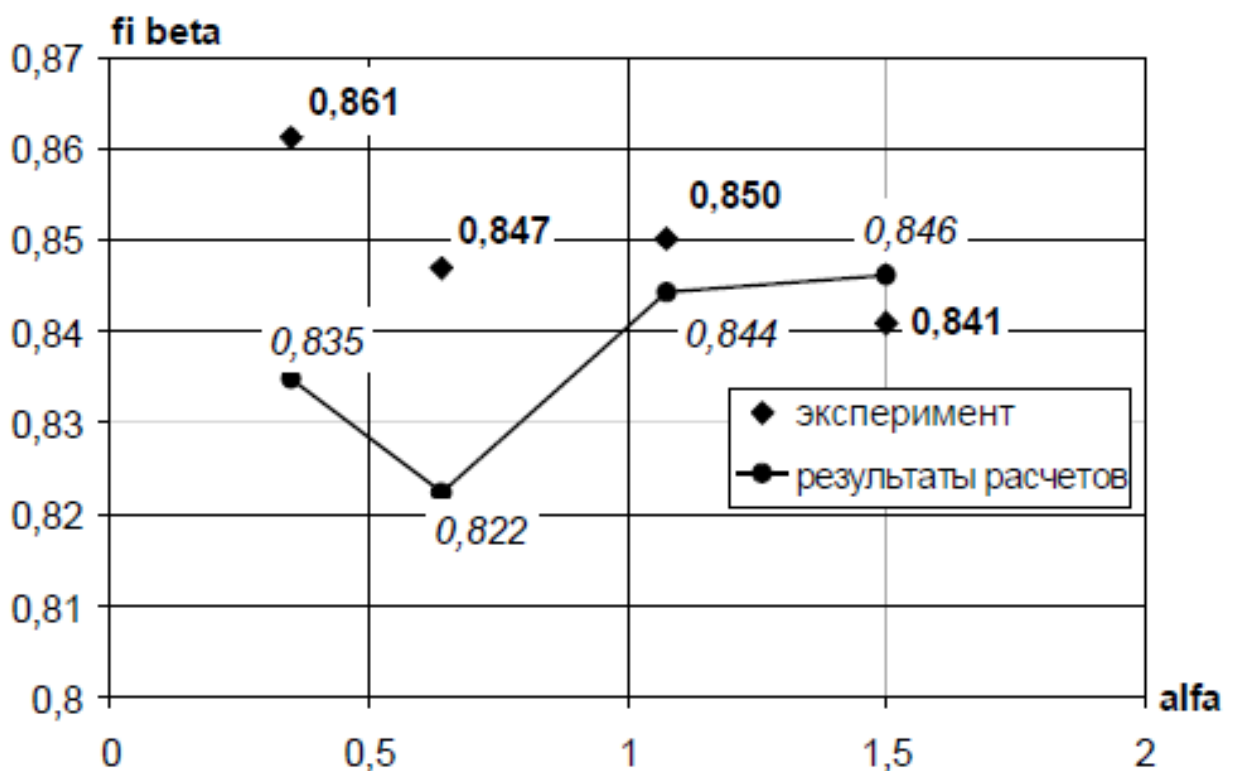


Рисунок 20. Значения коэффициентов расходного комплекса камеры МРД100, полученные по результатам расчета и экспериментальным путем [38].

Интересное исследование возможности использования различных методик для проектных расчетов центробежной форсунки РД тягой 10...15Н проведено в работе [39]. Здесь рассматриваются три известные методики одномерного расчета [40-42] и численное моделирование. Сравнение проводилось по результатам измерения угла распыла, проведенного при гидравлических испытаниях. Показано, что хорошее согласование экспериментальных и расчетных данных получено при использовании методики [40] и при численном моделировании.

Однако, в связи с принятыми допущениями в модели, при удалении от сопла форсунки корневой угол факела распыла, полученный в расчете, приобретает большие значения, чем при эксперименте. Так в постановке задачи рассматривалось течение воды в затопленном канале, когда расчетная область заполнена водой при 0,1 МПа. Это условие не позволяет определить наличие в сопле форсунки гидравлического скачка при реализации принципа максимального расхода и определить толщину пелены в форсунке и конусе распыла. При расчете также не учитывалось действие сил поверхностного натяжения. Авторы говорят о продолжении исследований по возможности применения данного численного метода с использованием расширенной модели для учета большего числа факторов.

Анализ опубликованных работ по использованию кислородно-метанового топлива в ракетно-космической промышленности выявил следующие аспекты:

1. Проявился значительный интерес к разработке кислородно-метановых двигателей различного назначения в широком диапазоне тяг. Он подкрепляется также возможностью получения топлива жидкий кислород – жидкий метан на планетах Солнечной системы: Луне, Марсе.

2. Большинство экспериментальных исследований направлено на организацию рабочего процесса в камере сгорания для получения высокого значения удельного импульса и надежного охлаждения конструкции с использованием завесного охлаждения совместно с регенеративным или только регенеративного охлаждения. С одной стороны, это дает возможность исследовать более напряженные режимы работы двигателя по соотношению компонентов, либо провести более длительные запуски. С другой стороны, использование регенеративного охлаждения меняет картину рабочих процессов и на практике усложняет реализацию импульсного режима работы РДМТ. Такой вариант охлаждения неприменим в летных образцах из-за значительного усложнения и утяжеления конструкции

3. Практически отсутствуют работы по созданию математических моделей рабочих процессов в РДМТ, подкрепленные огневыми экспериментами. Создание надежной математической модели, обеспечивающей достоверную предварительную оценку процессов, происходящих в КС, дает возможность снизить материальные и временные затраты в ходе начальных этапов испытаний РДМТ.

4. Кроме того, авторы, в основном, рассматривают топливо, где один из компонентов находится в газообразном состоянии, другой – в жидком. В имеющихся работах, где используются газообразные компоненты топлива, не проводится оценка уровней температур, получаемых на огневом днище и на стенках камеры сгорания, хотя существование проблемы высокотемпературных обратных токов подтверждается в работе [17].

5. Очевидна необходимость в создании математической модели, подтвержденной огневыми экспериментами, и методики оценки эффективности и надежности разработанного РДМТ на газообразных компонентах топлива с использованием только завесного охлаждения, что позволит приблизиться к применению исследуемых конструкций смесительных головок и КС в летных образцах.

На основе проведенного анализа результатов исследований были сформулированы задачи, необходимые для достижения цели данной работы - *разработка методики численного моделирования рабочих процессов для проектирования и создания высокоэффективных РД МТ на топливе газообразный кислород и газообразный метан:*

1. Разработка экспериментального двигателя тягой 200...250Н в вакууме, работающего на компонентах топлива газообразный кислород и газообразный метан с возможностью регулирования завесного охлаждения

2. Разработка математической модели для анализа внутрикамерных процессов при работе на стационарном режиме с учетом завесного охлаждения, проведение

предварительного численного эксперимента по моделированию течения в смесительных головках и камерах разработанной конструкции

3. Разработка плана испытаний и проведение огневых экспериментов для верификации математической модели и подтверждения правильности принятых конструкторских решений.

4. Выявление расчетно-теоретических и экспериментальных зависимостей основных параметров двигателя от граничных условий.

ГЛАВА 2. ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ.

2.1. Особенности экспериментального РДМТ

Для исследования рабочих процессов в КС РДМТ на газообразных компонентах топлива кислород и метан разработан экспериментальный двигатель тягой 200...250Н в пустоте. Объект исследования создавался на основе прототипа – экспериментального двигателя МАИ-ДМТ-200, разработанного на кафедре «Ракетные двигатели» МАИ и прошедшего цикл кратковременных экспериментов в Пекинском Аэрокосмическом Университете (ПАКУ)[43-45]. После проведения кратковременной серии экспериментов конструкция двигателя претерпела некоторые изменения.

Смесительная головка исследуемого экспериментального РДМТ состоит из крышки (*Рисунок 21*), трех распределительных пластин (*Рисунок 22-24*), 6-ти смесительных элементов (*Рисунок 23, 27, 28*), съемного конструктивного элемента «юбки» (*Рисунок 26,29,30*), корпуса (*Рисунок 25*). Для центровки пластин используются штифты (отверстия 4 под штифты представлены на *Рисунке 21*, отверстия 10 под штифты – на *Рисунке 23, 24*). Смесеобразование организуется 6-тью двухкомпонентными струйно-центробежными газовыми форсунками (*Рисунок 28,30*). Предусмотрен отдельный подвод компонента для завесного охлаждения стенок камеры сгорания, позволяющий менять расход и вид охладителя в зависимости от задач исследования. «Юбка» необходима для разделения на начальном участке камеры сгорания холодного потока завесы и горячих продуктов сгорания в ядре и предотвращения преждевременного размытия завесы. Воспламенение компонентов происходит с помощью электроискрового воспламенителя, находящегося в центральной части форсуночной головки (*Рисунок 30*).

На вход 1 подается компонент, идущий на завесное охлаждение (*Рисунок 21-23*). Распределение этого компонента происходит на средней пластине по коллектору 8 (*Рисунок 23*), через отверстия в коллекторе он попадает во

фрезерованные каналы нижней распределительной пластины, проходит в полость между стенкой камеры сгорания и кромкой юбки, охлаждая ее, и выходит в камеру сгорания.

Для подачи компонента на периферийную часть форсунок используется подвод 2 (Рисунок 21). Начальное распределение компонента происходит на верхней распределительной пластине по коллектору 6 (Рисунок 22). Далее через отверстия в коллекторе 6 компонент проходит к нижней пластине, попадая в пазы распределительного коллектора 12 (Рисунок 24), перераспределяется и затем через кольцевые каналы, образованные форсуночными элементами и нижней распределительной пластиной (Рисунок 28), выходит в КС.

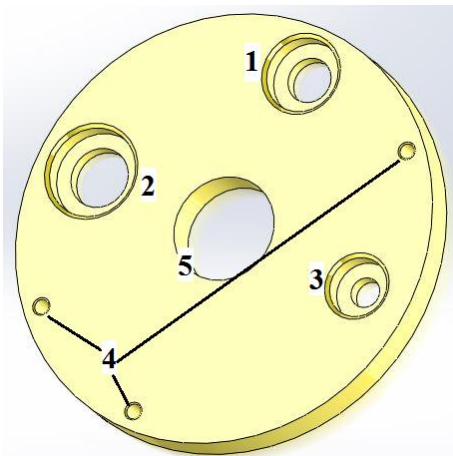


Рисунок 21. Крышка смесительной головки.

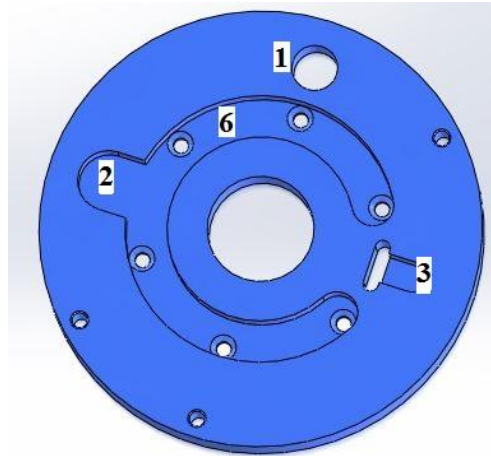


Рисунок 22. Верхняя распределительная пластина

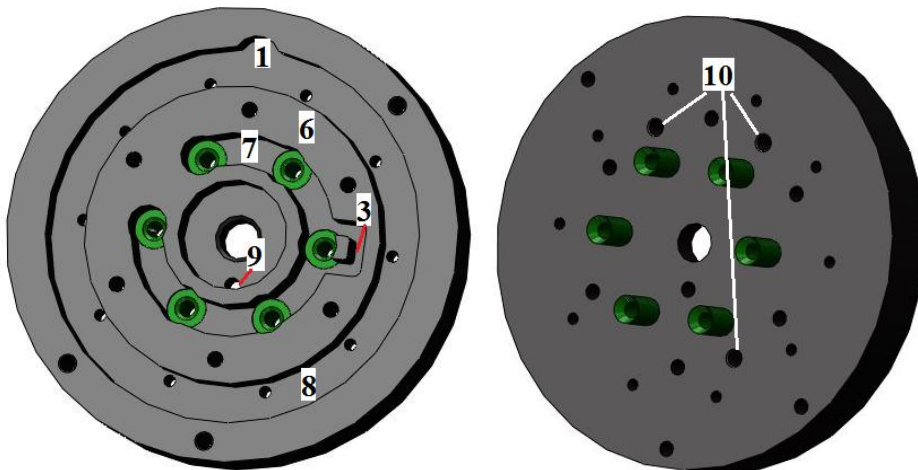


Рисунок 23. Средняя распределительная пластина

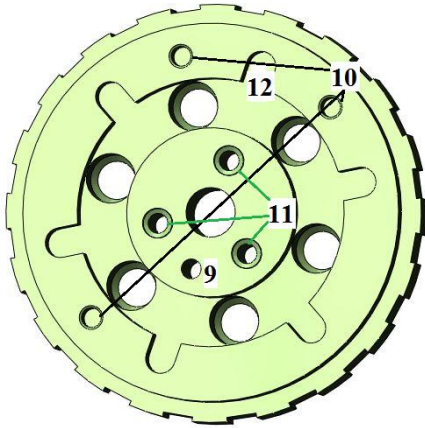


Рисунок 24. Нижняя распределительная пластина

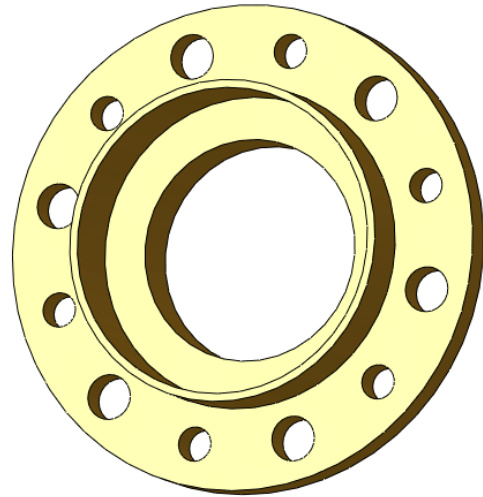


Рисунок 25. Корпус смесительной головки с фланцем



Рисунок 27. Форсуночный элемент (в разрезе)

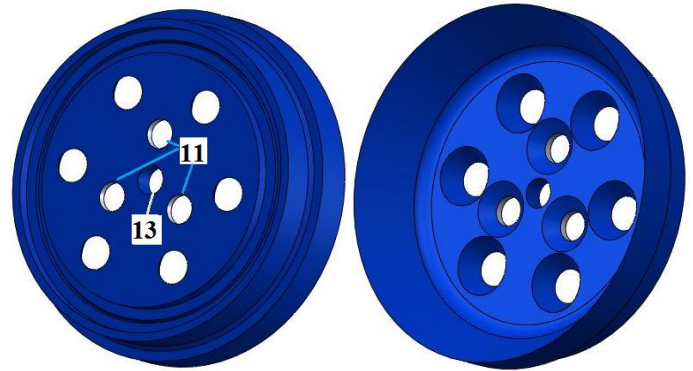
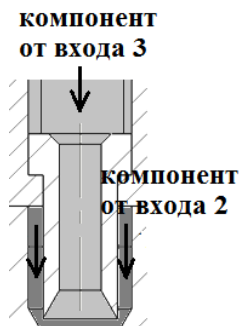
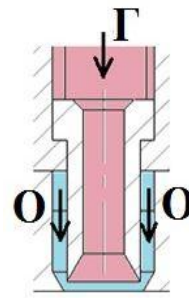


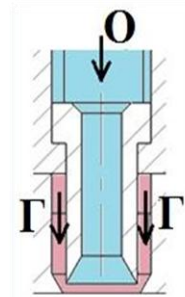
Рисунок 26. Сменная «юбка».



а)



б)



в)

Рисунок 28. Схема движения компонентов через форсунки:

а) общая; б) прямая; в) обратная

Для подачи компонента в центральную часть форсунок используется вход 3 (Рисунок 21). Распределение компонента по площади смесительной головки происходит в коллекторе 7 на средней распределительной пластине (Рисунок 23),

после чего он поступает в камеру сгорания через центральные отверстия в форсуночных элементах (*Рисунок 28а*).

Для более подробного изучения процессов смешения и горения и их влияния на показатели эффективности двигателя предусмотрена возможность подачи компонентов по двум схемам (*Рисунок 28б-в*):

- *прямая* – в центральную часть форсунок идет метан, по периферии кислород;
- *обратная* – в центр форсунок поступает окислитель, по периферии горючее.

В смесительной головке предусмотрено отверстие 9 под термопару для замера температуры на поверхности нижней распределительной пластины, соприкасающейся с юбкой (*Рисунок 23,24*).

Конструктивный элемент «юбка» используется для разделения на начальном участке камеры сгорания холодного компонента завесы и горячих продуктов сгорания в ядре. Этот элемент позволяет исследовать влияние формы огневого днища на рабочие процессы в КС. В работе рассматриваются несколько конструкций «юбки» (*Рисунок 29*):

- ✓ коническая форма с расширяющимися сопловыми выходами форсунок (диффузорные каналы),
- ✓ коническая с сужающимися (конфузорными) соплами форсунок,
- ✓ сферическая с конфузорными каналами.

Использование различных конструкций дает возможность получения дополнительных данных по характеристикам процессов смесеобразования, горения и охлаждения огневого днища, позволяет исследовать зависимость теплоотводящей способности «юбки» в зависимости от формы огневого днища и материала, из которого изготовлен элемент. «Юбка» сменная и крепится к смесительной головке болтами (позиция 11 на *Рисунке 24, 26; 30*).

Охлаждение стенок камеры сгорания осуществляется только при помощи завесы одним из компонентов топлива без использования дополнительного

регенеративного охлаждения, что приближает исследование к реальным условиям эксплуатации двигателя.

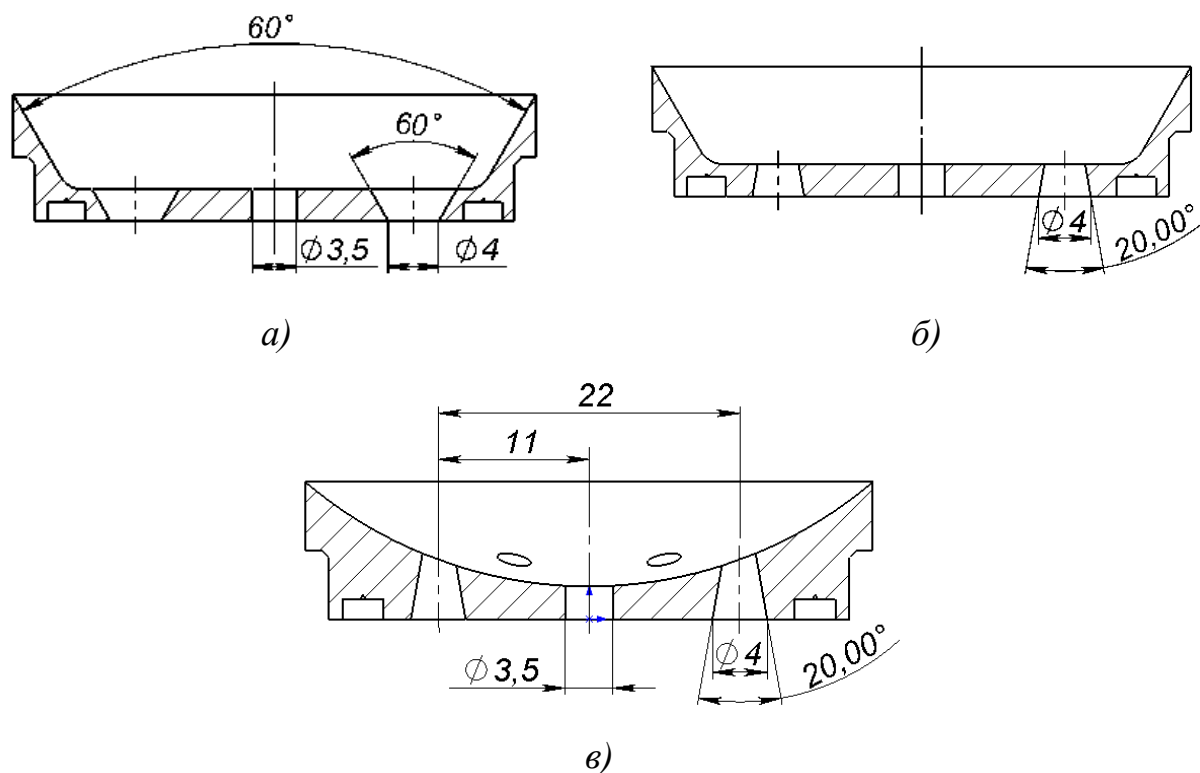


Рисунок 29. Варианты конструкции «юбки»:

- а) коническая форма днища, диффузорные сопловые выходы форсунок;
- б) коническая форма днища, конфузорные сопловые выходы форсунок;
- в) сферическая форма днища, конфузорные сопловые выходы форсунок.

Форкамера для воспламенения компонентов образована уменьшенным проходным сечением центрального отверстия 13, выполненного в юбке (Рисунок 26, 30). Подвод компонента на свечу отсутствует, зажигание происходит при попадании компонентов из камеры сгорания в полость перед свечой зажигания.

Для соединения распределительных пластин и крышки смесительной головки используется диффузионная пайка. Проводится проверка качества паянного неразъемного соединения томографической съемкой.

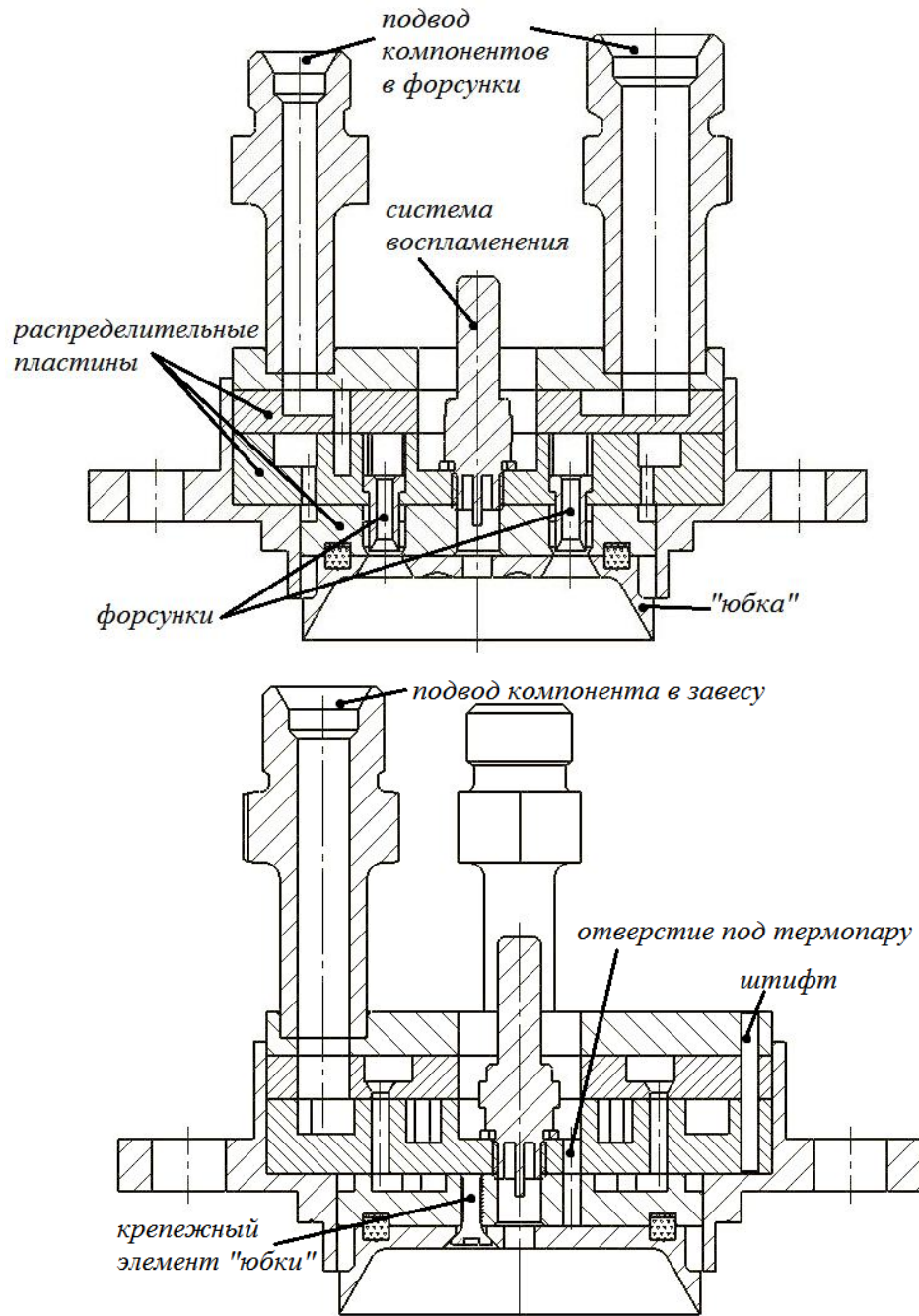


Рисунок 30. Конструкция форсуночной головки

Газодинамический профиль камеры сгорания и сопла разработанного РДМТ представлен на *Рисунке 31*. Для стендовых испытаний при атмосферных условиях камера сгорания изготовлена с укороченным соплом со степенью расширения по площадям $\bar{F} \approx 10$.

Для исследования влияния приведенной длины камеры сгорания на получаемые характеристики двигателя (удельный импульс I_y) использовались камеры сгорания с различными геометрическими характеристиками (*Рисунок 32*).

Особенностью экспериментальной КС является возможность прямого измерения давления продуктов сгорания через отверстие в корпусе.

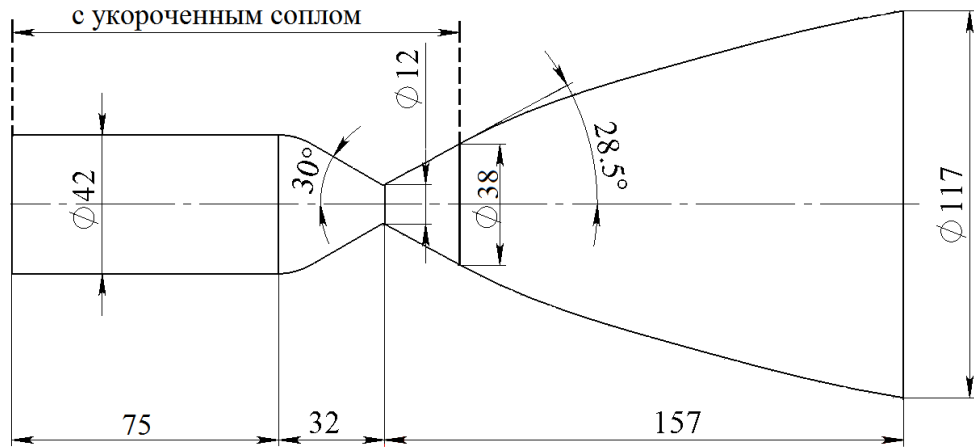
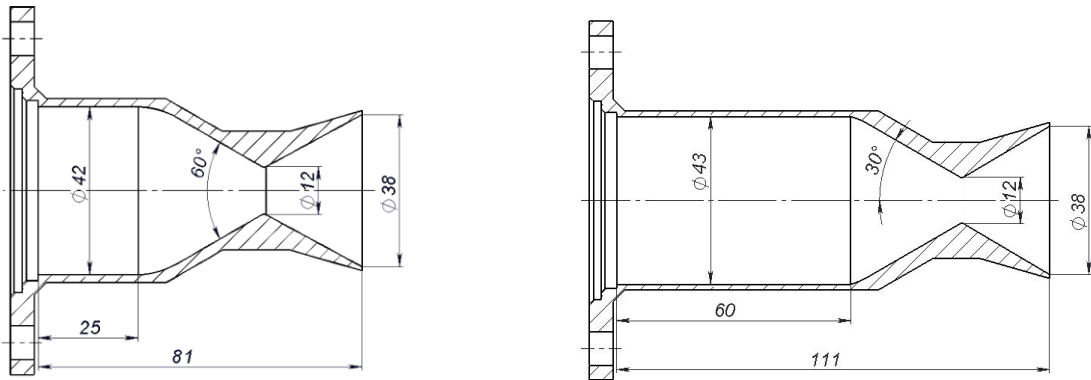
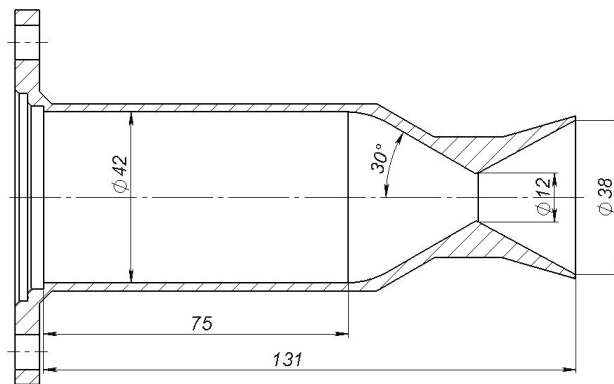


Рисунок 31. Газодинамический профиль КС и сопла экспериментального РДМТ.



а) $L_{np} = 0,463\text{м}$

б) $L_{np} = 0,933\text{м}$



в) $L_{np} = 1,075\text{м}$,

Рисунок 32. Варианты КС экспериментального РДМТ

Смесительная головка и камера сгорания выполнены из нержавеющей стали 12Х18Н10Т и стыкуются фланцевым соединением (Рисунок 33). Несколько

вариантов «юбок» выполнены из бронзового сплава БрХ0,8 и из нержавеющей стали 12Х18Н10Т.

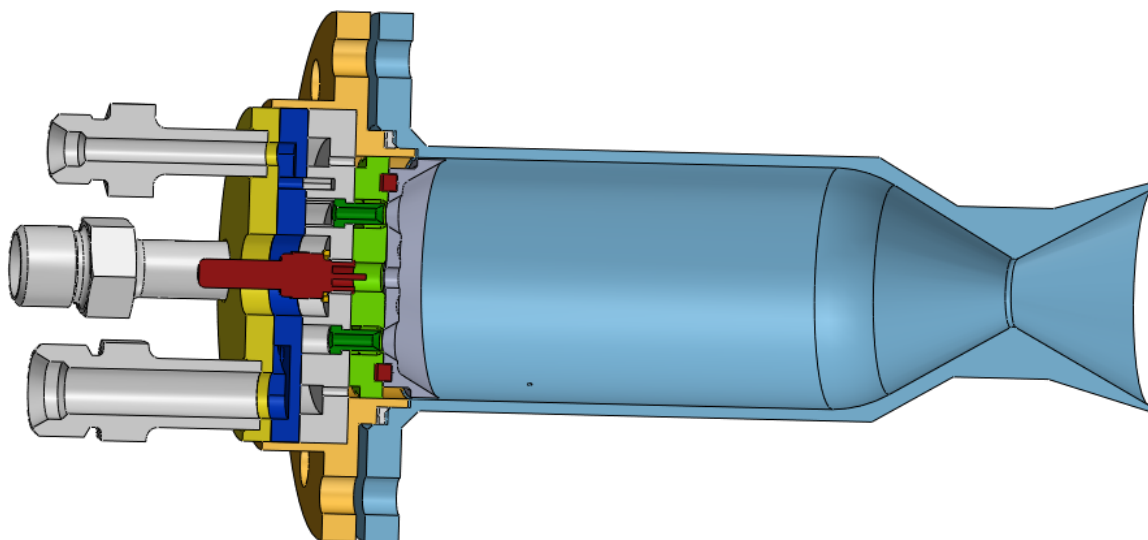


Рисунок 33. Экспериментальный образец РДМТ 200...250Н

Ниже приведены фотографии смесительной головки разработанного экспериментального РДМТ с прикрепленной конической юбкой из различных материалов и изготовленные варианты «юбок» со сферической формой дна.

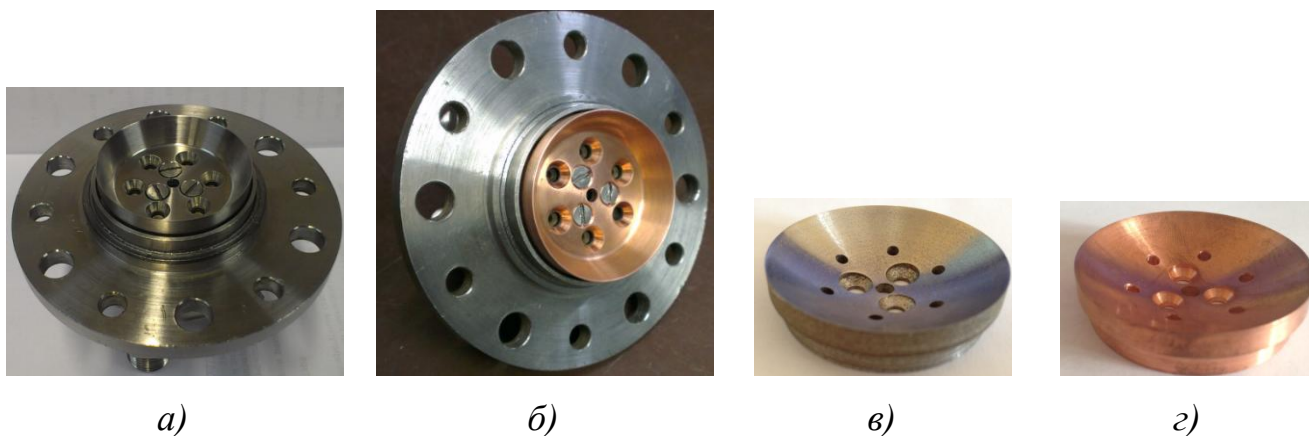


Рисунок 34. Изготовленные детали экспериментального РДМТ:

- а) сборка смесительной головки со стальной юбкой;*
- б) сборка смесительной головки с медной юбкой;*
- в) сферическая стальная юбка;*
- г) сферическая медная юбка*

Таким образом, в качестве объекта исследования выбран экспериментальный РДМТ тягой 200...250Н в вакууме. Разработанная конструкция позволяет

проводить исследования процессов в камере сгорания в широком диапазоне входных условий.

Предусмотрено варьирование подачи компонентов на форсунки (метан/кислород может поступать как в центральную часть форсунок, так и по периферии), что дает возможность получения дополнительных данных по характеристикам процессов смесеобразования, горения и охлаждения огневого днища.

Для исследования характеристик завесного охлаждения предусмотрен специальный съемный конструктивный элемент «юбка». Разработано несколько вариантов этого элемента из материалов 12Х18Н10Т и БрХ0,8 с различными формами огневого днища и сопловыми выходами форсунок. Такие решения могут дать дополнительные сведения в исследовании влияния конструктивных особенностей смесительной головки на рабочие процессы в КС.

В разработанной конструкции РДМТ предусмотрен вариант замера температуры на поверхности нижней распределительной пластины, соприкасающейся с «юбкой», и давления в КС через отверстие в стенке КС, что необходимо для получения экспериментальных данных.

ГЛАВА 3. РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В РДМТ.

В соответствии с задачами диссертационной работы для составления математической модели рабочих процессов в смесительной головке и камере РДМТ в начале главы рассмотрены особенности процессов, протекающих в РДМТ; разработана расчетная схема объекта исследования, разработана математическая модель для анализа внутрикамерных процессов при работе на стационарном режиме с учетом завесного охлаждения, проведен численный эксперимент по моделированию течения в смесительной головке и камерах разработанной конструкции. Выбрана длина камеры сгорания, форма огневого днища, способ подачи компонентов топлива для дальнейших экспериментальных исследований. Моделирование рабочих процессов в смесительной головке, КС и сопле проводилось с использованием программного продукта ANSYS CFX.

Подробное рассмотрение физической картины рабочих процессов в ЖРД представлено в работах [4,37,46,47]. Ниже приводится краткое описание основных особенностей.

3.1. Физическая картина рабочего процесса в РДМТ

При заданных давлении в КС, степени расширения сопла, соотношении компонентов топлива и расходах компонентов метод одномерного расчета позволяет найти интегральные характеристики камеры сгорания ЖРД – удельный импульс, тягу, температуру и массовый состав продуктов сгорания. Процессы в камере сгорания принимаются идеализированными, без учета конструктивных особенностей смесительной головки и форсунок. Однако картина рабочих процессов сильно отличается от идеализированной схемы, принимаемой при одномерном моделировании с использованием термодинамических расчетов. Эти отличия обусловлены рядом факторов, влияющих на характеристики РДМТ (неоднородность распределения компонентов топлива по поперечному сечению

камеры, трехмерность течения, потери в камере сгорания и сопле из-за рассеяния, трения и химической неравновесности, отсутствие регенеративного охлаждения и др.). Для РДМТ почти все из указанных отличий имеют более существенное, по сравнению с двигателями большой тяги, значение. К таким отличиям можно отнести:

- неоднородность параметров по сечению камеры (из-за малого числа смесительных элементов и использования внутреннего завесного охлаждения), связанная с этим низкая полнота сгорания, химическая неравновесность и большие потери удельного импульса;

- высокая теплонапряженность конструкции РДМТ ввиду отсутствия регенеративного охлаждения;

- нестационарность режима работы.

Допущения, принимаемые при одномерном проектировании, могут быть компенсированы большим объемом экспериментальной отработки. Однако необходимость использования большого количества экспериментальных образцов ЖРД и огневых испытаний приводит к высокой стоимости создания новых образцов. Устранить данный недостаток можно путем использования при проектировании новых ЖРД трехмерного численного моделирования рабочих процессов в камере сгорания, смесительной головке и других агрегатах двигателя. Математическая модель внутрикамерных процессов в РДМТ с учетом всех особенностей конструкции смесительной головки и камеры сгорания позволяет устранить ошибки проектирования и уменьшить время и стоимость создания новых образцов РДМТ.

3.1.1. Физическая картина течения компонентов топлива в смесительной головке.

Одним из важнейших параметров, характеризующий процесс горения в камере РДМТ, является соотношение компонентов. От соотношения компонентов зависят полнота сгорания топлива, устойчивость рабочего процесса, химические и

тепловые условия работы стенок камеры. Экспериментальные исследования показывают важность хорошо контролируемого и воспроизводимого распределения соотношения компонентов.

Равномерное распределение топлива по форсункам обеспечивается конструкцией смесительной головки. Течение компонентов топлива по каналам и коллекторам смесительной головки является сложным газогидродинамическим процессом и характеризуется высокой степенью турбулентности, сопровождается большими потерями давления на повороты, расширения и сужения потока. Эти особенности приводят к невозможности определения расходных характеристик форсунок РДМТ по одномерным методикам без применения трехмерного численного моделирования.

Рабочий процесс будет высокоэффективным при равномерном распределении состава продуктов сгорания в сечении сопла, обеспечиваемом на минимальной длине камеры. В виду малых линейных размеров камер сгорания РДМТ начальное распределение соотношения компонентов, создаваемое форсуночной головкой, мало изменяется вторичными процессами перемешивания, поэтому качество рабочего процесса решающим образом зависит от схемы смесеобразования топлива.

3.1.2. Физическая картина течения продуктов сгорания в камере сгорания и сопле РДМТ.

3.1.2.1. Распределение топлива по объему камеры сгорания

Большое влияние на эффективность процессов в камере сгорания РДМТ оказывает распределение массового потока топлива в плоскости, перпендикулярной оси камеры сгорания (распределение расходонапряженности). Для получения однородного состава продуктов сгорания на входе в сопло необходимо организовать соответствующее распределение топлива вблизи форсуночной головки. Это распределение может быть и неравномерным, но

неравномерность должна иметь достаточно малые размеры и исчезать при перемешивании, например, под действием турбулентности. Основная задача распределения топлива состоит в том, чтобы при минимальной длине камеры и прочих неизменных параметрах добиться равномерности распределения массового потока продуктов сгорания на входе в сопло. Таким образом, форсуночная головка создает трехмерное распределение компонентов топлива. Ранее сложность образующейся при этом системы заставляла использовать упрощенные модели распределения массового потока компонентов. В настоящее время развитие трехмерного моделирования и возросшие мощности вычислительных систем дают возможность моделировать трехмерное распределение компонентов топлива с достаточной для решения задач проектирования РДМТ точностью.

3.1.2.2. Горение топлива

Независимо от времени и условий проведения эксперимента, опыты показывают неравномерность распределения компонентов в поперечном сечении и неоднородность потока в камере. Из результатов экспериментов по горению топлива следует, что интенсивное тепловыделение начинается там, где пересекаются потоки горючего и окислителя. В камерах сгорания РДМТ преимущественно происходит турбулентное горение, т.е. образование продуктов сгорания в большей степени связано с механизмами турбулентности и в меньшей со скоростью химических реакций.

3.1.2.3. Течение в ядре потока

Стационарное течение газа в камере сгорания зависит от конструкции форсуночной головки. Время пребывания компонентов топлива в камере должно быть достаточным большим, чтобы горение компонентов топлива полностью завершилось в камере сгорания.

Во многих двигателях вихревое движение газа создается искусственно для обеспечения высокой полноты сгорания. Однако при этом усложняются условия работы стенок камеры. При вихревом движении газа пограничный слой размывается, а коэффициент теплоотдачи возрастает вследствие повышения скорости и температуры газа вблизи стенок. Поперечное течение газа к стенкам может быть вызвано и взаимодействием потоков, истекающих из форсунок, поскольку у некоторых смесительных элементов результирующее направление потока компонентов не осевое. Часто отклонение направления потока топлива от осевого происходит при работе на ненормальном режиме.

На основной части длины камеры сгорания РДМТ ведущую роль играют термогазодинамические процессы в газовой фазе, определяющие химический состав и термодинамические свойства продуктов сгорания, которые влияют на параметры течения и на теплообмен.

3.1.2.4. Обратные токи

Обратные токи газа в камере сгорания, как ЖРД, так и РДМТ, возникают в области непосредственно прилегающей к форсуночной головке при обмене количествами движения между подаваемым топливом и окружающим газом, сопровождаемом дополнительной крупномасштабной турбулизацией потока. Рециркуляционный поток газа состоит либо из холодных непрореагировавших компонентов топлива, либо из продуктов сгорания. Небольшие зоны обратных токов могут образоваться возле каждой форсунки. Иногда зона обратных токов имеет большие размеры; в этом случае происходит перетекание газа вдоль огневого днища камеры сгорания. В зависимости от масштаба, интенсивности, состава продуктов и температуры обратные токи либо благоприятно влияют на рабочий процесс, либо нежелательны.

3.1.2.5. Течение в пристеночной области

Течение в пристеночной области в значительной степени определяет теплообмен между продуктами сгорания и стенкой камеры. Температура стенки камеры сгорания зависит от распределения температуры газа в пограничном слое, на которое в свою очередь влияет распределение температуры в пристеночной области вдоль оси КС. Для защиты стенки камеры сгорания РДМТ используется пристеночная завеса – поток одного из компонентов топлива подающийся на стенку камеры сгорания.

Наибольшую опасность для стенок представляет взаимодействие ядра потока с пристеночной завесой, поскольку при этом происходит размывание или отрыв пограничного слоя. Как правило, камера сгорания разрушается в наиболее теплонапряженных местах, где условия работы конструкционных материалов далеки от эксплуатационных. Обычно на стенках камеры сгорания после испытания заметны более теплонапряженные области, которые имеют вид продольных полос. Например, легко обнаружить место на стенке, где нормальное течение пленки нарушается поперечным потоком газа. Области эрозии на стенке обычно соответствуют области внутри камеры, где существуют вихревые течения или образуются газы, химически активные по отношению к материалу стенки. Такие области обычно имеют цвет отличный от цвета камеры. Это объясняется образованием на поверхности стенки тонкой пленки оксидов металлов из которых состоит конструкционный сплав. Цвет пленки зависит от коэффициента преломления оксида металла, а наличие того или иного оксида зависит от температуры при которой находилась стенка камеры сгорания. Соответствие цветов и температур можно найти в справочниках по материаловедению и конструкционным материалам. Необходимо также отметить, что для разных сплавом шкала цветов и температур различна.

Таким образом по цветовой картине, образовавшейся на стенке камеры сгорания после огневых испытаний, можно качественно и количественно судить о температурном поле в пограничном слое камеры сгорания.

3.1.2.6. Распределение энерговыделения

Энергия топлива выделяется при контакте и реакции горючего с окислителем. Скорость выделения энергии определяется конструкцией форсунок. Полнота выделения энергии определяется долей топлива, сгорающего в имеющемся объеме камеры сгорания.

Если форсуночная головка обеспечивает равномерное распределение топлива, то и энерговыделение будет одинаковым во всех линиях тока. Характер энерговыделения главным образом зависит от конструкции форсунки как единичного элемента смесеобразования.

Характеристическая (приведенная) длина камеры является важным конструктивным параметром камеры сгорания. Характеристическая длина, необходимая для достижения требуемой полноты сгорания, определяется форсуночной головкой, конструктивными особенностями камеры и, в меньшей степени, свойствами топлива.

Наиболее теплонапряженным местом в РДМТ является сама камера сгорания, особенно область критического сечения, сверхзвуковая часть сопла является менее теплонапряженной. Поэтому при анализе теплового состояния стенки камеры сгорания необходимо в первую очередь обращать внимание на температуру в районе критического сечения, а затем уже и на другие участки камеры сгорания.

Для РДМТ проблема избыточной температуры на «горячей» стенке решается путем создания завесного охлаждения на одном компоненте через отверстия в головке двигателя. Вблизи стенки создается низкотемпературный пристеночный слой одного из компонентов, с малым значением избытка окислителя при использовании горючего в завесе, с большим значением избытка окислителя при

использовании окислителя. После перемешивания завесы с ПС, текущими в ядре потока, образуется слой газа с более низкой температурой, чем в основном потоке. Вблизи головки пристеночный слой формируется исключительно одним компонентом завесы и представляет собой слой газа, стелющегося по стенкам камеры: соотношение компонентов в этой области близко к 100 % охладителя. Лишь по мере прогрева и перемешивания завесы с основным слоем газа, можно говорить о формировании полноценного пристеночного слоя. Схематично процесс развития процессов возле стенки представлен на *Рисунке 35*.

Наличие низкотемпературного пристеночного слоя вызывает потери удельного импульса.

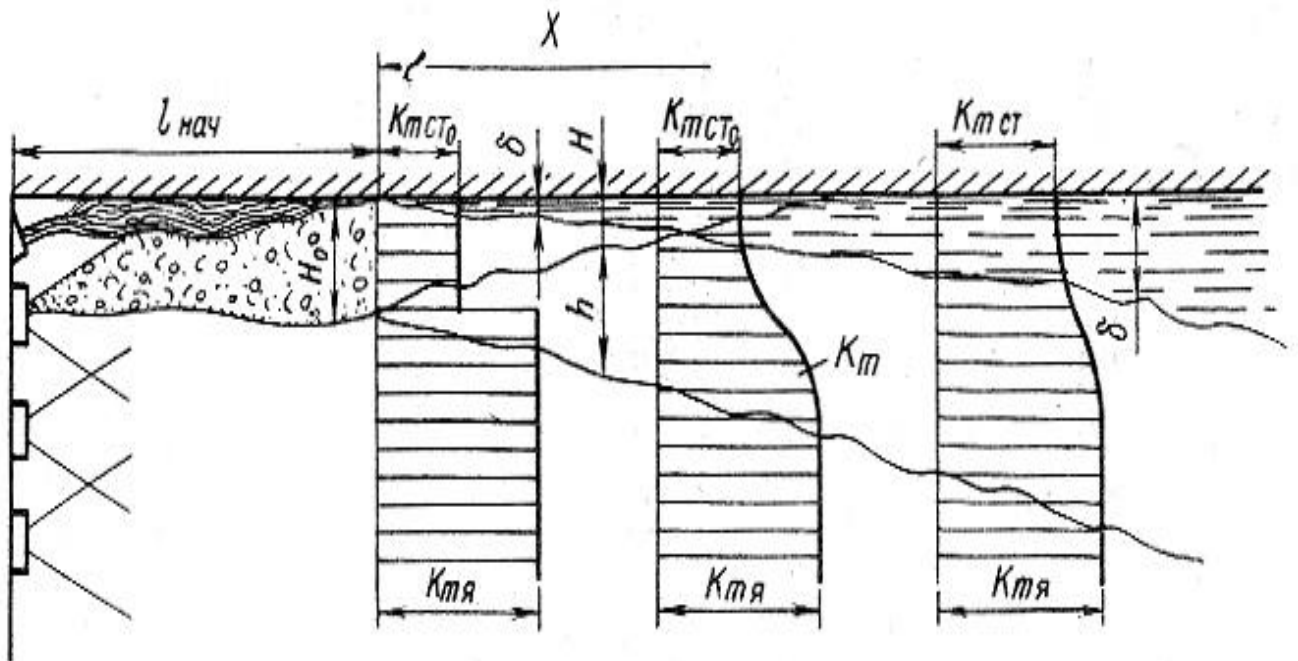


Рисунок 35. Схема развития процессов возле стенки. $l_{нач}$ - начальный участок, на котором заканчивается газификация компонентов в пристеночном слое, H_0 - начальная толщина пристеночного слоя с начальным соотношением компонентов $k_{m,ст0}$, h - расширяющаяся зона перемешивания пристеночного слоя с ядром потока, δ - толщина пограничного слоя, H - уменьшающаяся толщина исходного пристеночного слоя, x - координата от начала образования пограничного слоя.

Особенностью РДМТ является малое количество смесительных элементов, в связи с этим из основного потока сложно выделить отдельно пристеночный слой, который будет участвовать в перемешивании с завесой. Можно лишь условно принять относительный расход топлива в пристеночном слое как часть расхода от форсунок. Для однофорсуночных головок РДМТ относительный расход топлива в пристеночном слое принимается за половину расхода компонента центральной форсунки. Поэтому расчет состава газа возле стенки, в одномерной постановке с использованием термодинамических расчетов, представляет собой определенную условность. Применение программ трехмерного моделирования позволяет более детально исследовать течение в пристеночной области камеры сгорания РДМТ.

Качественная картина протекания рабочего процесса в камере РДМТ при завесном охлаждении горючим выглядит так. В ядре при номинальном значении соотношения компонентов быстро устанавливается химическое равновесие. Затем к этим продуктам сгорания постепенно подмешивается завесный компонент, который вступает в химическое взаимодействие с ядром потока. По мере перемешивания с горючим, коэффициент избытка окислителя, а также температура продуктов сгорания и скорость химических реакций уменьшаются. Однако пока температура на границе пристеночного слоя и ядра остается достаточно высокой, в этих ПС все еще успевает устанавливаться химическое равновесие.

Так будет продолжаться до тех пор, пока температура ПС не достигнет такой величины, при которой скорости химических реакций будут недостаточны для установления химического равновесия. При дальнейшем перемешивании с компонентом завесного охлаждения и снижении температуры химические реакции между ПС и завесой вообще прекращаются. Наступает стадия нагрева и разложения завесного компонента. Таким образом, термодинамический расчет неравновесной системы представляет собой достаточно сложную задачу.

Расчет состава и температуры горения при низких соотношениях компонентов сопряжен с большими трудностями из-за наличия твердой фазы и

значительной степени неравновесности, поэтому при расчетах в одномерных математических моделях применялись данные для термодинамических расчетов генераторных газов с малым значением коэффициента избытка окислителя, соответствующие равновесному составу.

Основными особенностями РДМТ, оказывающими существенное влияние на его тепловое состояние являются:

- для РДМТ ядро основного потока формируется малым числом смесительных элементов, поэтому для таких типов двигателей горение топлива происходит по поверхностям смешения факелов распыла компонентов. Очевидно, что для двигателей малой тяги присуща неравномерность и "рваная" поверхность горения, для камер большой тяги неравномерность, хотя и существует, ее влияние на рабочий процесс не столь существенно.

- из-за близости основных смесительных элементов к стенкам камеры происходит размытие пристеночного слоя и завесы. В месте врезания перемешанной реагирующей жидкости из основных форсунок в пристеночный слой и завесу степень турбулизации изменяется, перестраивается пристеночный слой, меняются условия конвективного теплообмена между стенкой и газом.

- неравномерное по объему горение топлива, неоднородность пристеночного слоя влияют на тепловое излучение продуктов сгорания и на поглощение радиационного потока стенкой. Точный расчет лучистого теплообмена для таких условий не представляется возможным, поэтому такой расчет заменяется на упрощенный, либо вовсе не производится.

3.2. Математическое моделирование рабочих процессов в РДМТ с применением CFD

Трехмерное численное моделирование рабочих процессов в РДМТ позволяет получить значения газодинамических и физико-химических параметров среды (скоростей, давлений, температур, концентраций и др.) практически в каждой

точке исследуемой области с учетом турбулентного характера течения, тепловыделения при горении, геометрических особенностей.

Создание модели для получения численного решения (геометрия, сетка, граничные условия, параметры управления ходом решения) предполагает выбор физических и соответствующих им математических моделей отдельных явлений рабочего процесса к КС – течения в пристеночном слое и ядре, турбулентности, теплообмена, химических реакций и горения.

Основопологающим при расчете является построение расчетной сетки модели. Сетка определяет точность и быстроту получения результата расчета. Решение последовательно проводится на сетках с возрастающим количеством ячеек и считается достигнутым, если результат не зависит от количества ячеек в сетке.

Контроль хода решения проводится по значениям среднего уровня «невязок» параметров уравнений сохранения количества движения, массы, энергии, массовых долей и модели турбулентности на последних итерациях. Допустимый уровень «невязок» для инженерных расчетов принят равным 0.0001. Для контроля достижения сходимости решения используются интегральные параметры такие, как давление в камере сгорания максимальная температура на стенке и в объеме камеры сгорания, удельный импульс. Если в ходе итерационного процесса дальнейшего изменения интегральных параметров не происходит – сходимость считается достигнутой и процесс решения останавливается.

Для решения поставленных задач путем численного моделирования внутрикамерных процессов были проведены расчеты по:

– определению распределения компонентов, продуктов их сгорания, давления, скоростей, температуры и других параметров в смесительной головке, камере сгорания и сопле;

– вычислению интегральных характеристик двигателя – тяги, давления в КС удельного импульса и расходного комплекса.

3.2.1. Исходная система уравнений для описания рабочих процессов

Для численного эксперимента использовался программный комплекс «Ansys CFX», являющийся общепризнанной универсальной программой для решения термодинамических и гидравлических задач. Многими авторами использовались возможности этого комплекса для решения поставленных задач, однако до сих пор нет общего метода решения задач моделирования внутрикамерных процессов в РДМТ. В настоящее время выбор модели турбулентности, модели горения, построение расчетной сетки, задание граничных условий и констант для замыкания системы уравнений в данном конкретном случае считаются одним из главных направлений в численном анализе.

При исследовании течения в форсуночной головке использовалась система уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Полная система уравнений, описывающая течение компонентов, в векторной форме имеет следующий вид:

1. Уравнение сохранения массы

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0, \quad (23)$$

где ρ – плотность, t – время, $\mathbf{U} = (U_x; U_y; U_z)$ – вектор скорости в декартовых координатах;

$$\nabla = \left[\frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z} \right]. \quad (24)$$

2. Уравнения сохранения импульса

$$\frac{\partial \rho \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \otimes \mathbf{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}; \quad (25)$$

$$\boldsymbol{\tau} = \mu(\nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot \mathbf{U}); \quad (26)$$

где $\boldsymbol{\tau}$ – тензор напряжений, p – давление, μ – коэффициент динамической вязкости, δ – единичная матрица, \otimes – тензорное умножение, T – температура.

3. Уравнение сохранения энергии

$$\frac{\partial (\rho h_{tot})}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\mathbf{U} \cdot \boldsymbol{\tau}) + \mathbf{U} \cdot \mathbf{S}_M + \mathbf{S}_E, \quad (27)$$

где $h_{tot} = h + \frac{u^2}{2}$ – полная энтальпия смеси; λ – коэффициент теплопроводности;

$h = \sum_{\alpha} h_{\alpha} Y_{\alpha}$ – энтальпия смеси; $\frac{u^2}{2}$ – кинетическая составляющая;

$h_{\alpha} = h_{\alpha}^0 + \int_{T_0}^T c_{p\alpha}(T) dT$, h_{α}^0 и $c_{p\alpha}$ – энтальпия, энтальпия образования и теплоемкость при постоянном давлении компонента α ;

$(\nabla \cdot (\mathbf{U} \cdot \boldsymbol{\tau}))$ – функция, учитывающая работу вязкостных сил;

$(\mathbf{U} \cdot \mathbf{S}_M)$ – работа от внешних источников, \mathbf{S}_E – источниковый член.

4. Уравнения сохранения компонентов смеси

$$\frac{\partial \rho Y_{\alpha}}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_j Y_{\alpha}}{\partial x_j} = - \frac{\partial J_{\alpha i}}{\partial x_i} + \rho \dot{w}_{\alpha}, \quad (28)$$

где Y_{α} – массовая концентрация компонента α ; J_{α} – диффузионный поток; \dot{w}_{α} – химический источник.

Взаимосвязь массовых Y_{α} и молярных концентраций X_{α} :

$$X_{\alpha} = \frac{Y_{\alpha} W}{W_{\alpha}}, \quad (29)$$

где W_{α} – молекулярная масса компонента α , молекулярная масса смеси:

$$W = \sum_{\alpha} W_{\alpha} X_{\alpha} \quad (30)$$

Уравнение (28) используется при расчете течений со смешением, теплообменом и химическими реакциями. При исследовании распределения компонентов по смесительной головке для каждого отдельного компонента это уравнение опускается.

5. Уравнение состояния, связывающее термодинамические параметры газа:

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (31),$$

R – газовая постоянная, T – температура.

В настоящее время решение этой системы уравнений прямыми методами нестационарного численного расчета практически невозможно из-за высоких требований к вычислительной технике, поэтому применяется более простой подход, основанный на представлении мгновенных значений гидродинамических

величин в турбулентном течении в виде суммы осредненных и пульсационных составляющих. Описание течения связано с исследованием плавно меняющихся осредненных величин. Однако пока не существует модель на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, которая могла бы адекватно описать все типы турбулентных течений.

3.2.2. Определение требований к математической модели рабочих процессов в РД МТ.

Процессы в камере сгорания и сопле РДМТ представляют собой сложную совокупность процессов теплообмена и гидрогазодинамики, таких как: обтекание плоской пластины, течение в канале произвольного сечения, натекание струи на препятствие, течение в криволинейном канале, смешение двух и более струй истекающих в полуограниченное пространство и т.д. Данная совокупность имеет сложную структуру со множеством прямых и обратных связей. Учет всех взаимодействий, происходящих в РДМТ, требует огромных вычислительных ресурсов и на данном этапе развития вычислительной техники возможен только при больших временных затратах на получение решения. Для использования трехмерного математического моделирования при проектировании РДМТ необходим подход, позволяющий получать оценки характеристик РД за короткое время с погрешностью менее 20%.

Были сформулированы требования к инженерной методике математического моделирования процессов в РДМТ.

1. Модель расчетной области должна учитывать наиболее существенные особенности конструкции смесительной головки, камеры сгорания и сопла РДМТ.
2. Модель должна учитывать процессы тепломассообмена. Выбор модели горения проводится с учетом величины макропараметров течения (давления и температуры) в элементах РДМТ.
3. Выбор модели турбулентности должен быть проведен с учетом особенностей геометрического строения каналов элементов РДМТ.

4. Расчетная область должна содержать количество элементов достаточное для моделирования ключевых особенностей конструкции элементов РДМТ и течения в них.

С учетом данных требований была разработана методика моделирования и математическая модель расчета рабочих процессов в РДМТ.

3.2.3. Допущения, принятые в математической модели расчета рабочих процессов в РДМТ.

Для выполнения выше приведенных требований при разработке модели были приняты следующие допущения:

1. Компоненты топлива и продукты сгорания являются идеальными газами с постоянной вязкостью и теплоемкостью, зависящей от температуры.

2. Химические реакции в камере сгорания РДМТ происходят с бесконечно большой скоростью. Т.к. в камере сгорания рассматриваемого РДМТ давление составляет более 0,5 МПа, а температура более 2000° С, весь каскад реакций, происходящих при горении завершается за очень малое время (менее 1 мкс)[46]. Масштаб времени процесса смешения горючего и окислителя значительно больше времени химических реакций. Поэтому скорость образования продуктов сгорания будет определяться временем смешения, нахождение горючего и окислителя в одной точке пространства невозможно.

3. Продукты сгорания находятся в локальном термодинамическом равновесии. Состав продуктов сгорания определяются брутто-реакцией, выведенной из допущения о том, что в каждом элементарном объеме камеры сгорания горючее и окислитель прореагировали до состояния полного расходования одного из компонентов и образования равновесного состава продуктов сгорания. Если в элементарном объеме горючее и окислитель находятся в нестехиометрическом соотношении, непрореагировавший компонент топлива домешивается в продукты сгорания, уменьшая температуру смеси. Данный подход основан на модели горения предложенной Сполдингом (1971) и

позднее модифицированной Магнуссеном (1977), в которой скорость образования продуктов сгорания определяется выражением:

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_p Y_p}{\sum_j v''_{j,r} M_{w,j}}, \quad (32)$$

где R - скорость образования продуктов, M - молекулярная масса, Y - массовая доля веществ, v' - стехиометрический коэффициент реагирующего вещества, v'' - стехиометрический коэффициент реагирующего вещества, A , B - эмпирические коэффициенты, k - кинетическая энергия турбулентности, ε - скорость турбулентной диссипации. Т.е. скорость образования продуктов сгорания пропорциональна скорости диссипации и обратно пропорциональна кинетической энергии турбулентности.

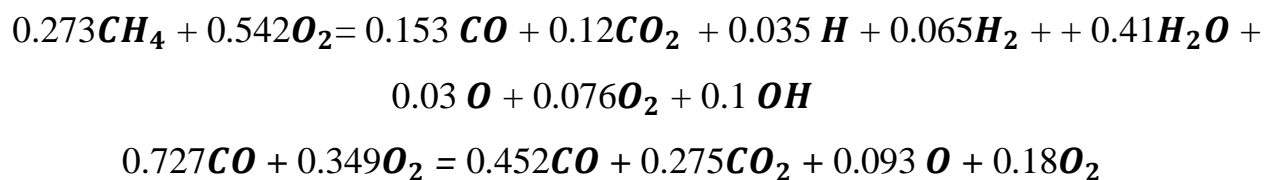
$$R_{i,r} \propto \frac{\varepsilon}{k}. \quad (33)$$

Суть модели заключается в представлении, что для очень быстрых химических реакций скорость образования продуктов определяется временем турбулентного смешения до молекулярного уровня. Таким образом, горение полностью определяется параметрами турбулентного течения реагирующей смеси. Данная модель широко используется в коммерческих пакетах прикладных программ вычислительной гидрогазодинамики и тепломассообмена и носит название Eddy Dissipation Model (EDM). Использование в данной модели глобальной брутто-реакции позволяет получить продукты сгорания, близкие к равновесным по составу, давлению и температуре, с учетом образования свободных радикалов, так как данная реакция записывается для горения при стехиометрическом соотношении компонентов топлива. Этот подход базируется на не совсем адекватной физической модели процессов горения, но вполне может быть принят для использования в инженерных методиках расчета внутрикамерных процессов в РДМТ с использованием программ численного моделирования. Недостатки данного подхода устраняются путем уточнения эмпирических коэффициентов, используемых в модели горения по результатам коротких экспериментов.

Течение в камере сгорания РДМТ турбулентное, поэтому моделирование горения без учета конечных скоростей химических реакции по уравнению Аррениуса допустимо, поскольку температура в камере сгорания велика, и скорости реакции, вычисленные по уравнению Аррениуса, будут также очень велики. Исключение составляют лишь пристеночные области, где существует сильный градиент температуры, и скорость реакций значительно замедляется. Но в пристеночной области также уменьшается интенсивность турбулентности, что повлечет за собой увеличение времени смешения, которая в свою очередь уменьшит скорость реакции по модели EDM. Таким образом будет учтена неравновесность состава продуктов сгорания в пристеночной области.

При использовании двухкомпонентных форсунок в РДМТ с *газообразными* компонентами топлива смешение горючего и окислителя и их горение произойдет практически сразу, и в пристеночном слое камеры сгорания будет происходить только смешение продуктов сгорания с компонентом топлива, обеспечивающим завесное охлаждения с догоранием с ним незначительной доли непрореагировавших горючего или окислителя. Такая картина будет наблюдаться в подавляющем случае схем организации рабочего процесса в камере сгорания. Исключением может стать вариант, когда один из компонентов полностью подается для завесного охлаждения стенки, а второй на форсунки для формирования низкотемпературного ядра потока в камере сгорания.

4. Горение происходит по следующим брутто-реакциям



Коэффициенты в правой части уравнения являются мольными концентрациями каждого из продуктов сгорания и найдены из термодинамического расчета равновесного состава горения газообразного кислорода и газообразного метана при стехиометрическом соотношении.

5. Поле силы тяжести не учитывается.

6. Расчет проводится в стационарной постановке.
7. Стенки смесительной головки, камеры сгорания и сопла адиабатические.
8. Моделирование течения производится с помощью модели турбулентности, использующей гипотезу Буссинеска о линейной зависимости рейнольдсовых напряжений от тензора скорости деформаций.

3.2.4. Модель турбулентности

При расчете течений одним из основных факторов, влияющих на результаты расчетов, оказываются модели турбулентности. Выбор моделей турбулентности является критически важной задачей, особенно при расчете сложных физических процессов – горения, которое, в свою очередь, очень сильно зависит от параметров основного потока и, в частности, турбулентности.

В настоящее время существует большое разнообразие моделей турбулентности и подходов, разработанных для решения тех или иных задач. При разделении их по сложности приближений и уравнений, которые они используют, получаются следующие основные градации: прямое численное моделирование, вихреразрешающее моделирование и модели осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (RANS). Прямое численное моделирование является самым точным подходом, позволяющим заменять эксперимент, но в то же время очень ресурсозатратным, что делает его неподходящим для решения инженерных задач. Вихреразрешающие подходы позволяют использовать меньшие мощности для расчета тех же задач, однако и точность результатов падает. Тем не менее, они все же более точные, чем третья группа (RANS), но до некоторого времени были также неприменимы в инженерных приложениях. Однако в настоящее время их развитию посвящается все больше времени, и, с учетом роста вычислительных ресурсов, эти методы со временем станут основными. Третья группа – модели осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса – в настоящий момент наиболее популярна, благодаря относительно скромным

требованиям к вычислительным характеристикам компьютеров и достаточной для большинства задач точности.

Одними из первых в этой категории появились модели, использующие подход Буссинеска к расчету рейнольдсовых напряжений, которые отвечают за учет турбулентности. Буссинеск предложил связывать данные напряжения с тензором скоростей деформаций линейно с помощью турбулентной вязкости. В результате главной задачей, которую необходимо решить в применяемых моделях турбулентности – определить турбулентную вязкость.

В настоящее время существуют разные подходы к моделированию коэффициента турбулентной вязкости – алгебраические, с использованием одного уравнения, двух уравнений и т.д. В моделях, использующих одно и два уравнения решаются уравнения переноса для одной или двух скалярных величин, через которые потом с помощью алгебраических формул находят турбулентную вязкость. Наиболее известные из них это модель *k-epsilon* и *k-omega*.

Модель *k-epsilon* предполагает, что турбулентная вязкость связана с кинетической энергией турбулентности и скоростью диссипации соотношением:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (34)$$

где C_μ – эмпирическая константа.

В этой модели решается два уравнения для k и ε :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \varepsilon + P_{kb} \quad (35)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon + C_{\varepsilon 1} P_{\varepsilon b}) \quad (36)$$

где k – кинетическая энергия турбулентности, ε – скорость турбулентной диссипации, ρ – плотность, U – скорость потока, μ – вязкость, σ – число Прандтля, $C_{\varepsilon 1}$, $C_{\varepsilon 2}$ – эмпирические константы, P_{kb} , $P_{\varepsilon b}$ – показатели текучести среды (учет гравитационных сил). Учет вязких сил происходит с помощью уравнения:

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \left(3 \mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (37)$$

Преимущество этого подхода в наиболее точном расчете свободных сдвиговых течений, например, эволюций вихрей в ядре потока. В основном в задачах, где не важны проблемы пограничного слоя, пользуются k -epsilon подходом или его улучшенными версиями. Классическая $k - \epsilon$ модель считается экономичной и устойчивой, при многочисленных сравнениях с экспериментальными данными доказала свою состоятельность в расчете свободных сдвиговых течений.

В модели k -omega, разработанной Вилкоксом (1986), аналогично модели k -epsilon, сначала решаются уравнения переноса для турбулентной кинетической энергии и удельной скорости диссипации:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb} \quad (38)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + P_{\omega b} \quad (39)$$

где значения констант задаются равными: $\beta' = 0.09$, $\alpha = 5/9$, $\beta = 0.075$, $\sigma_k = 2$, $\sigma_\omega = 2$. Затем, зная значения k и ω , получают турбулентную вязкость:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega}, \quad (40)$$

Неизвестные значения тензоров рейнольдсовых напряжений находятся из выражения:

$$-\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (41)$$

Низкорейнольдсовые вариации этой модели достаточно хорошо рассчитывают течение в пристеночном слое.

Существует также очень популярная, благодаря универсальности, модель k -omega SST (Shear-Stress transport) или «модель переноса сдвиговых напряжений», соединяющая в себе плюсы от k -epsilon модели и k -omega модели. В ядре потока используется k -epsilon подход, а около стенки расчет производится с помощью модели k -omega. Переход от одной модели к другой происходит с учетом значения вихревой вязкости:

$$\nu_t = \frac{\alpha k}{\max(\alpha \omega, SF)} \quad (42)$$

$$\text{где} \quad v_t = \mu_t / \rho, \quad (43)$$

$$F = \tanh(\mathit{arg}^2), \quad (44)$$

$$\mathit{arg} = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta' \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega}\right), \quad (45)$$

S – инвариантная мера скорости деформации, y – расстояние до ближайшей стенки, ν – кинематическая вязкость.

В камере сгорания РДМТ течение сложное и для успешного моделирования всех процессов необходимо корректно рассчитывать как пристеночные течения с зонами обратных токов у смесительной головки, так и свободное течение в зоне смешения компонентов, выходящих из форсунок. Кроме того, применение более точных и, следовательно, более ресурсозатратных моделей для использования в инженерных расчетах нецелесообразно. Поэтому в работе выбор сделан в пользу модели турбулентности SST.

3.3. Реализация решения в ANSYS CFX. Расчет течения в смесительной головке.

При исследовании процессов распределения компонентов в форсуночной головке расчетные области для различных компонентов просчитывались отдельно: тракт течения метана, тракт течения кислорода, тракт течения компонента, идущего на завесное охлаждение. Это способствует минимизации времени расчета, так как количество элементов сетки при расчете отдельной магистрали течения компонента значительно меньше, чем при выборе полной геометрии трактов течения всех компонентов в смесительной головке. Использование отдельных геометрий течения компонентов позволяет также сделать более качественную сетку с большим количеством элементов при ограниченных вычислительных мощностях.

3.3.1. Расчетная область и сетка

Расчетная область для численного исследования течения газообразного метана по смесительной головке представлена на *Рисунке 36*. Эта расчетная область соответствует гидравлической части магистрали подачи компонента в центральную часть форсунок. Для упрощения геометрии расчетной области расширяющаяся часть форсунок и область подвода компонента через штуцер обрезана.

Расчетная область для численного исследования течения газообразного кислорода по смесительной головке представлена на *Рисунке 37*. Эта расчетная область соответствует магистрали подачи компонента в периферийную часть форсуночных элементов.

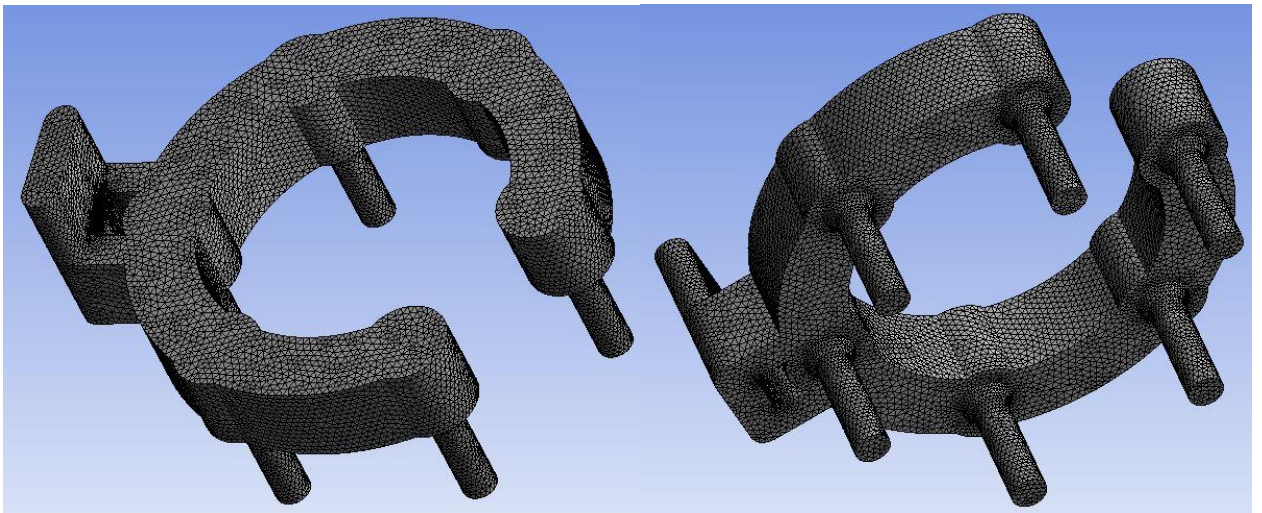


Рисунок 36. Расчетная область гидравлической части магистрали метана.

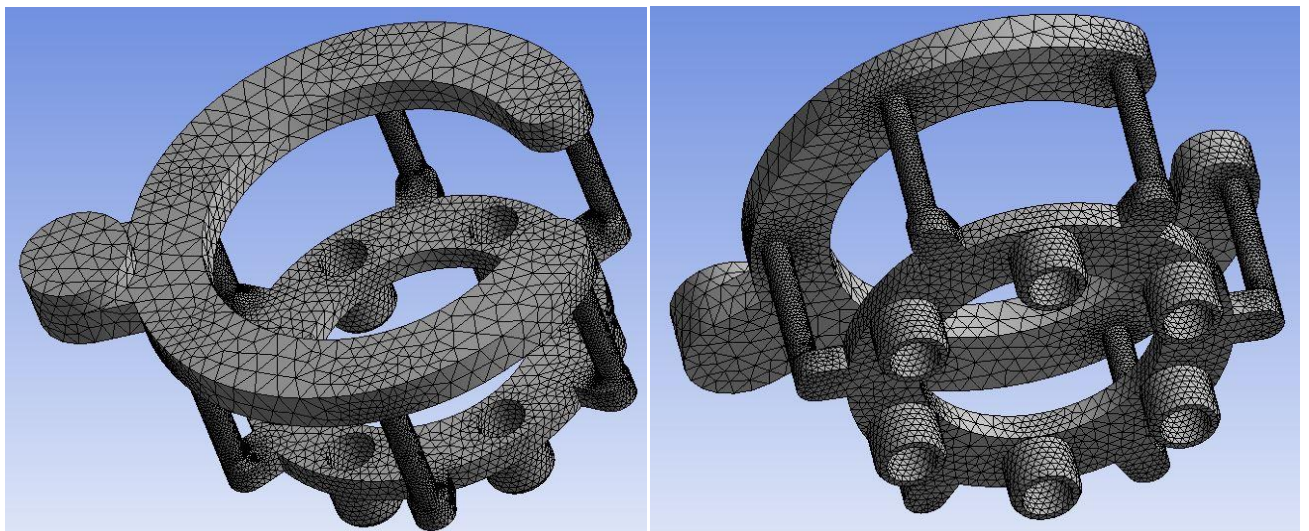


Рисунок 37. Расчетная область гидравлической части магистрали окислителя (грубая сетка).

Расчетная область для численного исследования течения компонента, идущего на *завесное* охлаждение, представлена на *Рисунке 38*.

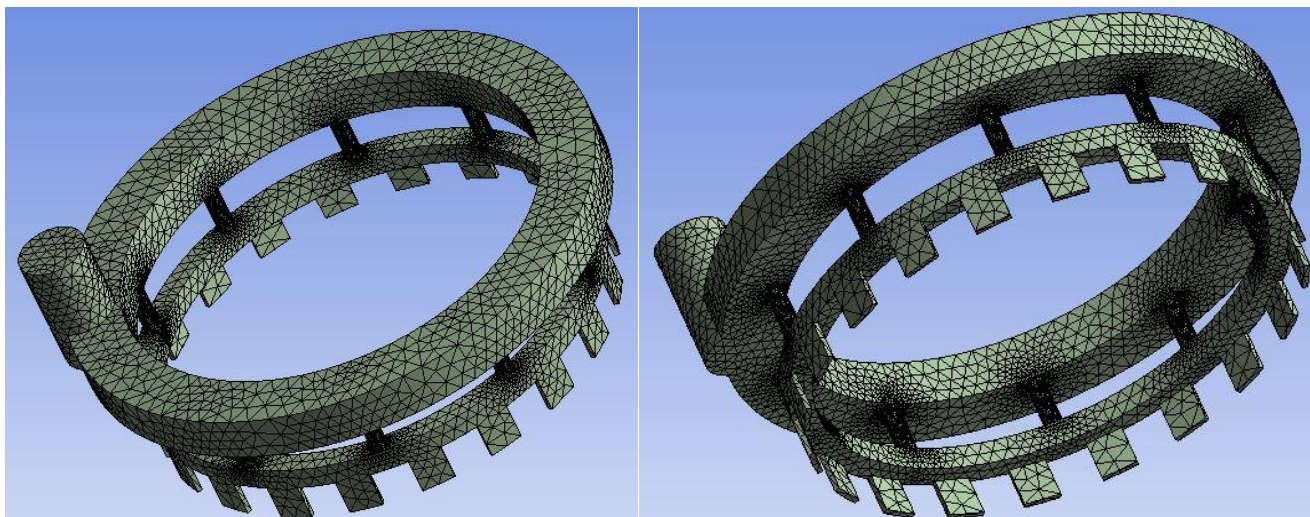


Рисунок 38. Расчетная область гидравлической части магистрали завесы (грубая сетка).

3.3.2. Граничные условия.

Для моделирования течения газообразных компонентов по магистралям для различных расчетных областей используются следующие граничные условия (*Рисунок 39*):

- на *вход* задается расход компонента и его температура (принимается равной 300К);
- на *выход* задаются «открытые» значения давления и температуры (300К), которые в ходе численного решения уточняются.

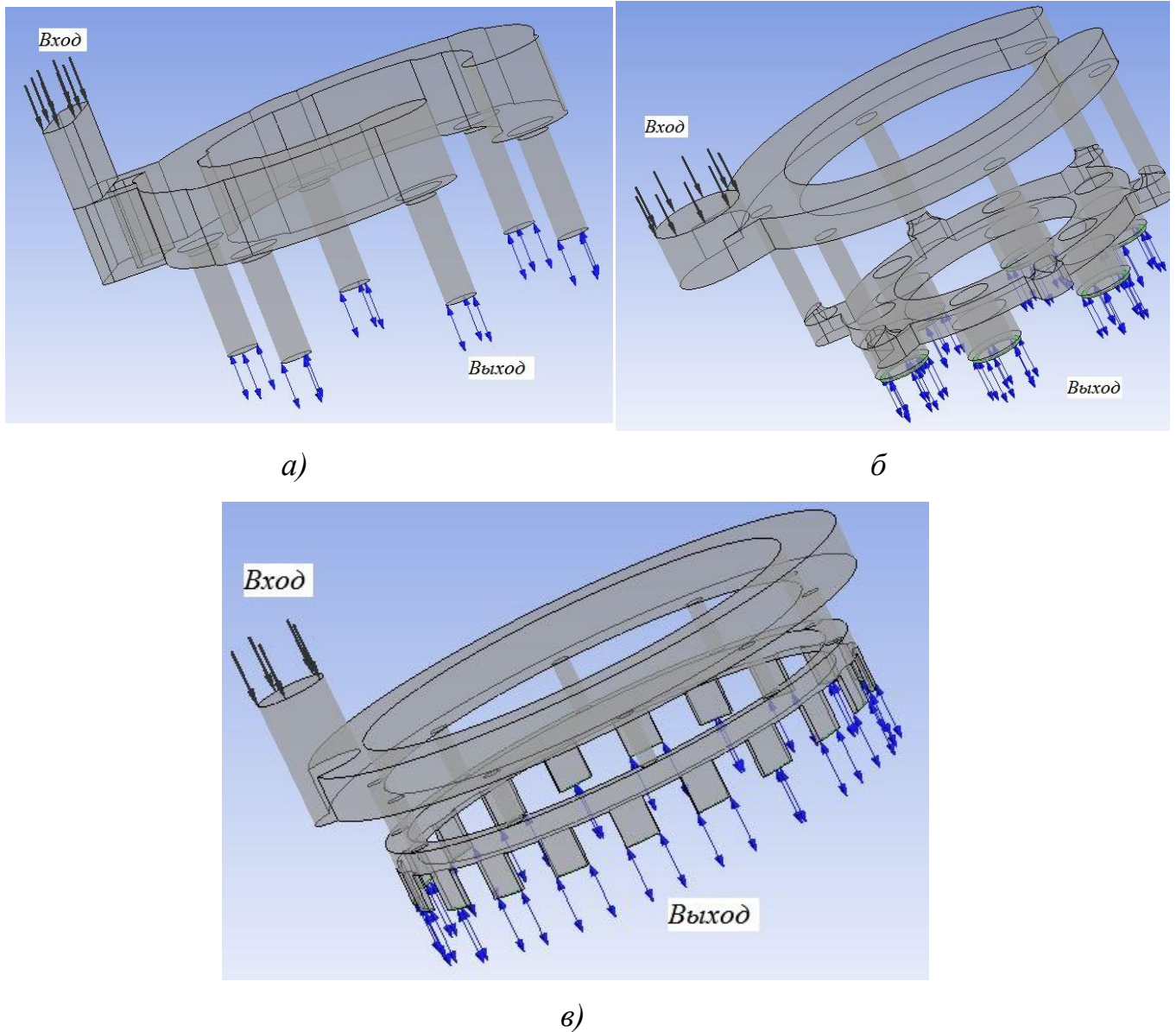


Рисунок 39. Задание граничных условий для исследования распределений компонентов:

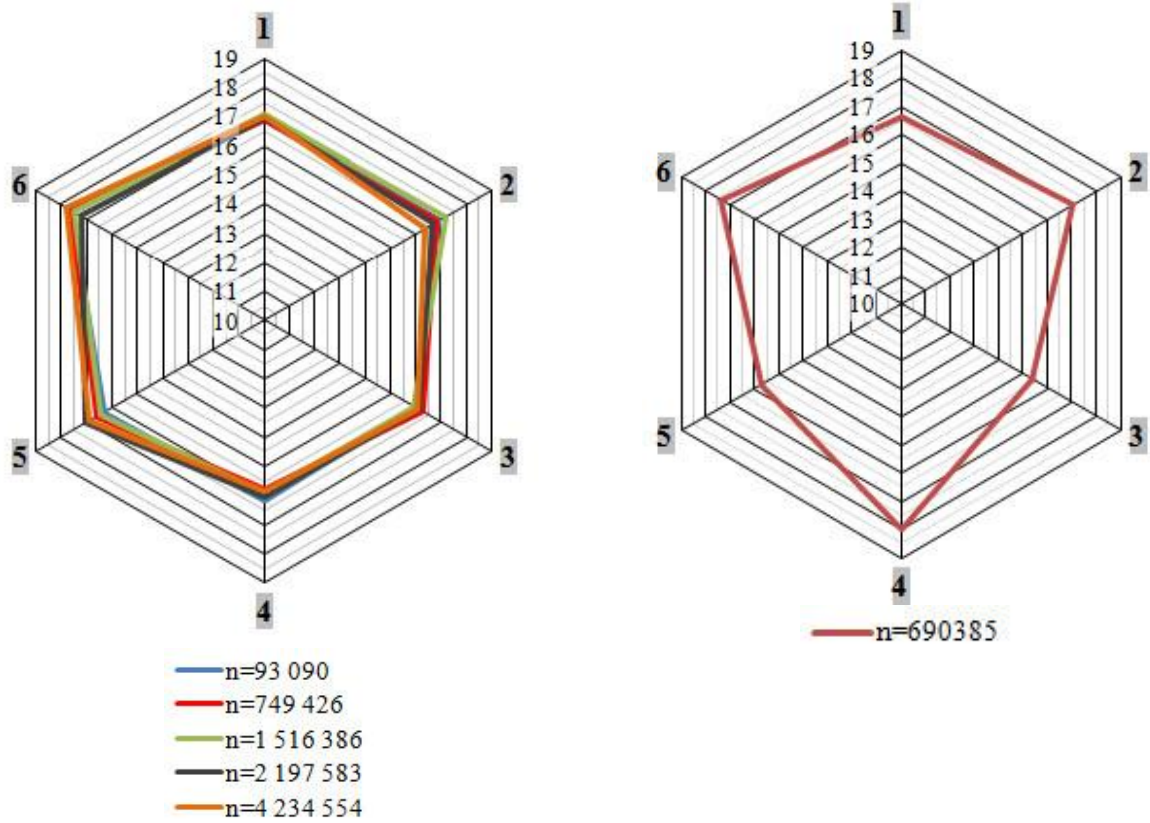
- а) магистраль подачи компонента в центр форсунок
- б) магистраль подачи компонента в периферийную часть форсунок
- в) магистраль подачи компонента на завесу

3.3.3. Результаты численного исследования распределения компонентов по смесительной головке.

Интегральными выходными характеристиками при численном исследовании рабочих процессов в смесительной головке являются расходы компонентов на

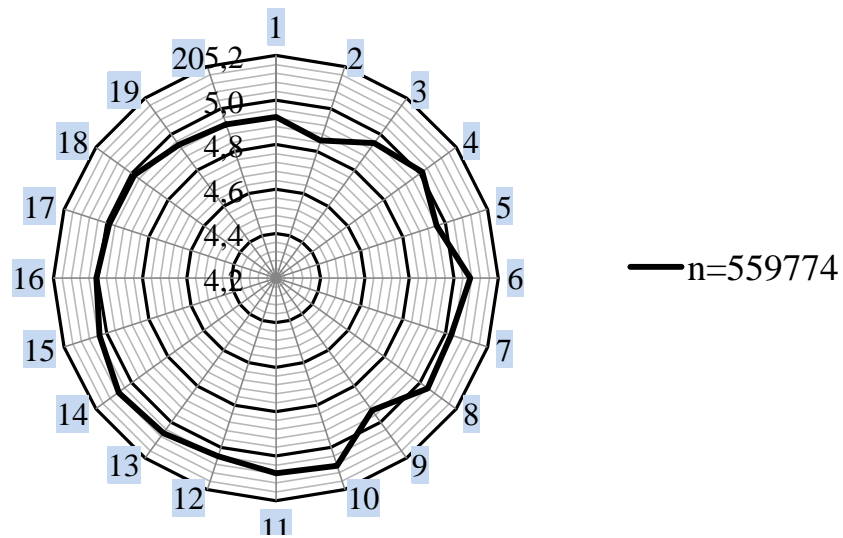
каждой форсунке. На *Рисунке 40* представлено распределение компонента по форсункам в процентах от суммарного расхода (цифрами на сером фоне обозначены номера форсунок, на голубом фоне выходные каналы завесы). На *Рисунке 40а* представлено распределение метана, полученное при расчете на сетках с различным количеством конечных элементов ($n=93090\dots4234554$). Расхождение в полученных значениях расходов компонента в сравнении со средним значением находятся в пределах 3%. Это говорит о независимости результатов решения от увеличения количества элементов сетки. Следовательно, на начальном этапе исследования процессов течения в смесительной головке выбранной конструкции и изучения пофорсуночного распределения компонентов для сокращения временных затрат при ограниченных машинных мощностях достаточно точное решение можно получить на относительно грубой сетке. Таким образом, для дальнейшего исследования распределения компонента по магистрали кислорода и магистрали компонента, идущего на завесное охлаждение, принимаем сетку с количеством элементов не более 1 млн. Полученное пофорсуночное распределение кислорода в представлено на *Рисунке 40б*.

Качественное распределение компонентов показало небольшую неравномерность в расходах компонента, идущего на форсунки. В форсунку 6 поступает больший расход метана, в форсунку 4 – больший расход кислорода. Однако отклонение в расходах от номинального значения (16.67% от суммарного) составило не более 12%, что находится в пределах погрешности вычислений.



а) магистраль подвода метана в
центральную часть форсунок

б) магистраль подвода кислорода в
периферийную часть форсунок



в) подвод компонента в завесу

Рисунок 40. Распределение расходов компонентов по форсункам и каналам завесы в процентах от суммарного расхода (n -количество элементов расчетной сетки);

По расходам компонента, идущего на завесное охлаждение, наибольшее отклонение от номинального значения составляет $\sim 3\%$, что говорит о равномерности распределения компонента в коллекторе подвода в каналы завесы.

Таким образом, распределение компонентов по форсуночной головке на начальном этапе исследования можно считать равномерным, но в дальнейшем полученное отклонение должно быть учтено при численном исследовании процессов в КС и сопле, так как даже небольшая неравномерность по распределению компонентов на входе в КС в РДМТ может повлиять на качество смесеобразования и горения.

3.4. Реализация решения в ANSYS CFX. Численный эксперимент. Секторная расчетная область.

Основной целью численного эксперимента является нахождение режимов работы камеры сгорания, при которых она могла бы проработать в течение времени, необходимого для выхода температуры стенки на установившейся режим. При этом удельный импульс РДМТ был бы максимальным. Наиболее важным параметром при этом является температура стенки камеры сгорания. При поиске оптимального режима она ограничивалась 1400 К.

Начальным этапом численного исследования рабочих процессов в камере сгорания экспериментального двигателя стал анализ интегральных характеристик камеры сгорания и температуры стенки в результате размытия завесы при различных относительном расходе компонента в завесу и соотношении компонентов в ядре.

Для проведения численного эксперимента был составлен центральный композитный план с обеспечением ротатабельности [56]. В качестве варьируемых параметров были приняты коэффициент избытка окислителя α на форсунках и относительный расход на завесу $\bar{m}_{\text{зав}}$. За центральную точку были приняты следующие параметры: коэффициент избытка окислителя α на форсунках = 0,75, относительный расход на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,45$.

3.4.1. Моделирование процессов смесеобразования и горения в секторной расчетной области КС.

Моделирование проводилось в среде ANSYS CFX. В расчетной области построена гексаэдральная сетка структурированного типа (*Рисунок 41*).

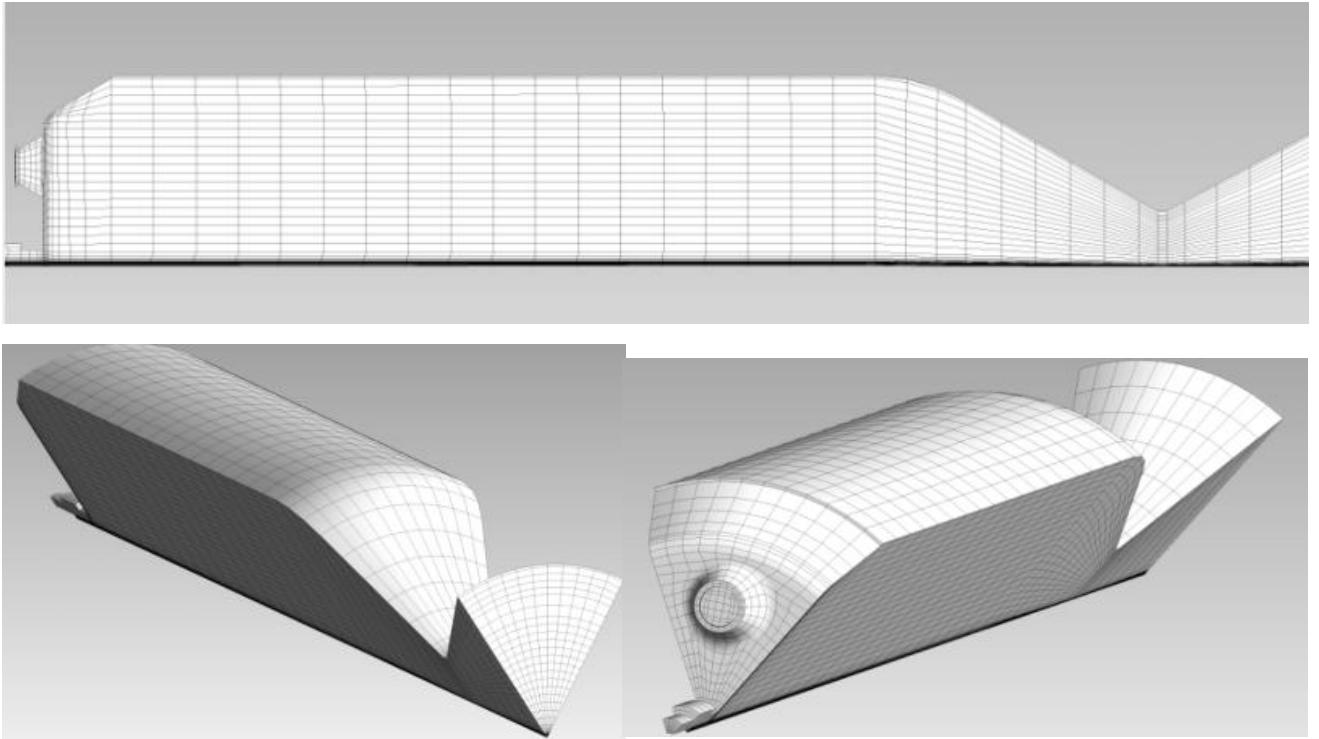


Рисунок 41. Расчетная область и сетка для моделирования перемешивания завесы с ядром потока

Подача компонентов в расчетный объем происходит перпендикулярно плоскости форсуночной головки и щели завесного охлаждения (*Рисунок 42*).

На вход задавались расходы компонентов и относительный расход охладителя в завесу. В качестве выходной границы задается выходное сечение сопла, на котором установлено давление равное 0,0168 МПа. Постоянным выдерживается суммарный расход компонентов $m_{\Sigma}=64\text{г/с}$.

На плоскостях симметрии устанавливается граничное условие периодичности, т.к. расчетная область представляет собой шестую часть от камеры сгорания. Таким образом, предполагается, что все форсунки имеют одинаковый расход, а расход завесы распределяется по окружности камеры равномерно.

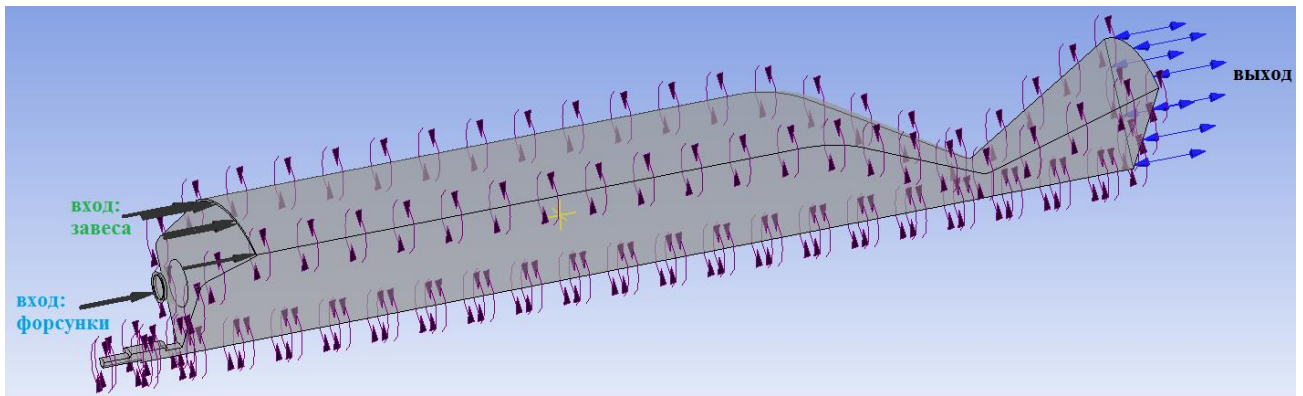


Рисунок 42. Задание граничных условий для моделирования смешения завесы с пристеночным слоем в секторной расчетной области

В качестве граничных условий моделирования турбулентного течения были установлены интенсивность турбулентных пульсаций скорости и максимальный масштаб турбулентных вихрей. Интенсивность турбулентных пульсаций на выходе из форсунок:

$$I = \frac{u}{U}, \quad (46)$$

равная отношению пульсационной составляющей скорости u к средней скорости движения компонентов U , принимается равной 20%. Максимальный масштаб турбулентных вихрей 4 мм.

Поверхности огневого днища и стенки камеры сгорания и сопла являются непроницаемой стенкой. Для моделирования пристеночного течения используется функция стенки, т.е. скорость в пограничном слое изменяется по логарифмическому закону – от скорости ядра потока до полного замедления на стенке.

Достаточность разрешения сетки расчётной области у стенки учитывалась, исходя из безразмерного расстояния до стенки $y^+ \leq 300$. Для корректного моделирования пограничного слоя функцией стенки это достаточно. Для подтверждения сходимости по сетке были проведены расчеты с различным количеством ячеек. Для расчета интегральных характеристик на 1/6 части КС достаточным количеством ячеек являлось 35000.

В качестве модели горения выбрана модель распада вихрей (EDM), в которой заданы рекомендованные разработчиками ANSYS CFX значения модельных коэффициентов $A=4$ и $B=-1$.

Режим горения в КС представляет собой смесь диффузионного и кинетического горения с преобладанием диффузионного, поэтому вводятся коэффициенты кинематической диффузии компонентов топлива и продуктов сгорания. Коэффициент диффузии принимается равным $2.88 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 / \text{с}$.

В соответствии с принятым подходом к моделированию горения установлен глобальный механизм реакции метана и кислорода и образования продуктов сгорания.

Для определения начального приближения к решению задачи задается распределение по расчетной области следующих величин: давления, температуры, массовых концентраций продуктов сгорания и скорости (Рисунок 43,44). Закон распределения получен путем линейной интерполяции результатов одномерного расчета параметров горения в КС РДМТ газообразного кислорода и метана при стехиометрическом соотношении компонентов.

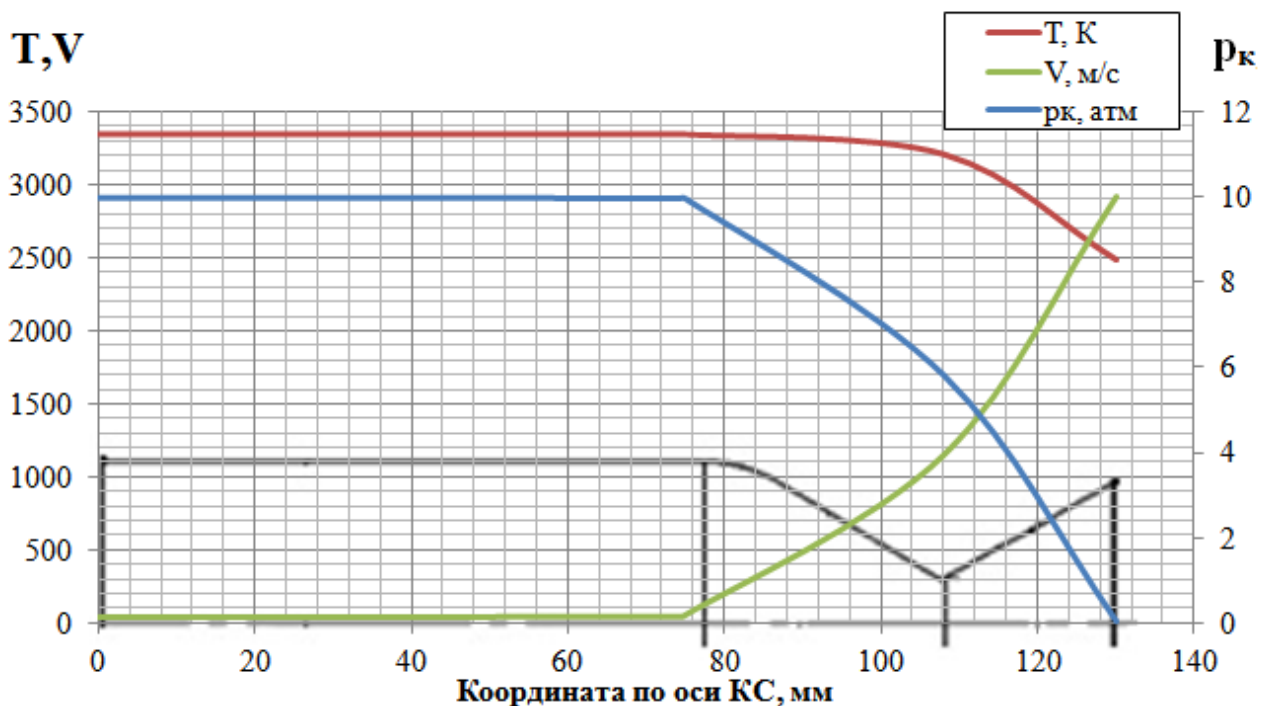


Рисунок 43. График изменения давления, температуры и скорости по длине КС

Все газы, используемые в расчете, являются веществами с постоянной вязкостью и теплоемкостью зависящей от температуры. Зависимость от температуры задавалась в виде полинома, коэффициенты которого взяты из источника [57].

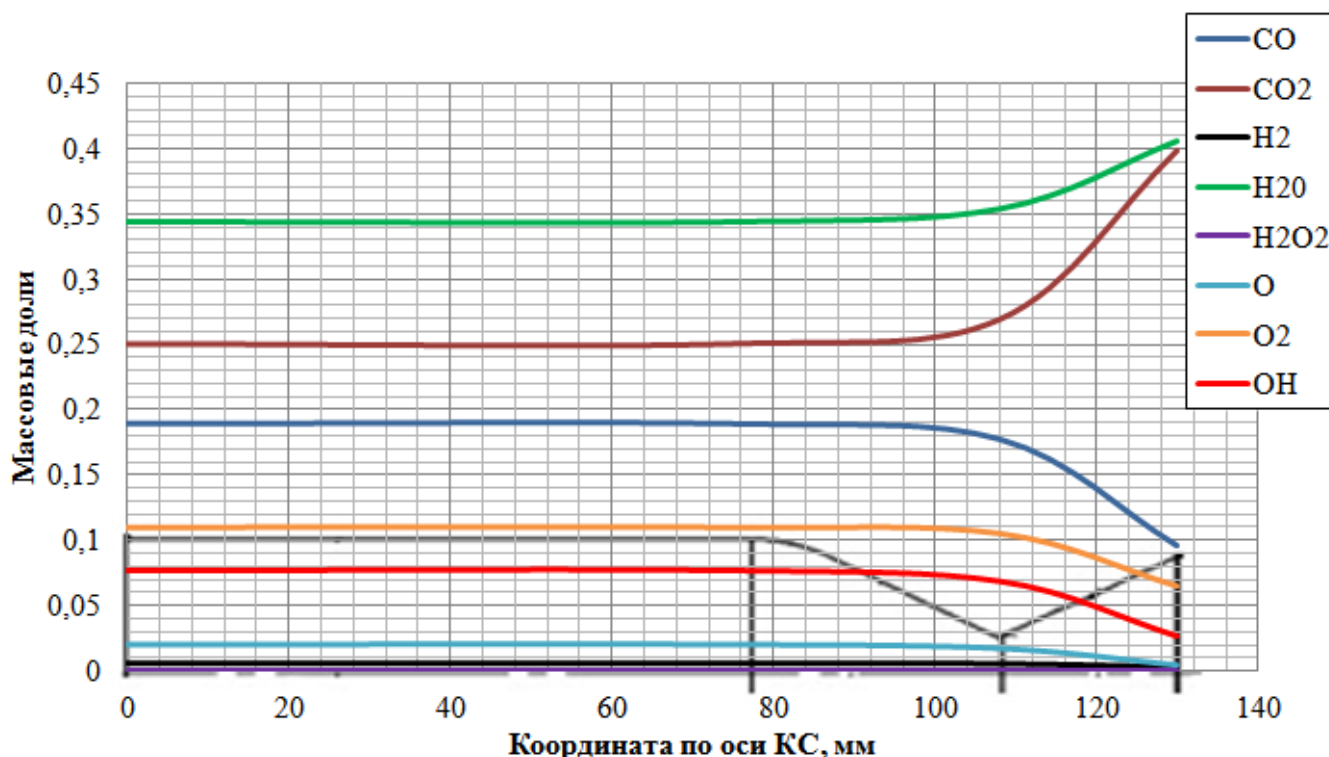


Рисунок 44. График изменения концентраций продуктов сгорания по длине КС

Для получения быстрой сходимости использовались настройки шага интегрирования, индивидуально подобранные для уравнений сохранения моментов, массы, энергии и массовых долей. Расчет прекращается по достижении величины «невязок» меньше 0.0001, установления постоянных значений интегральных характеристик ЖРДМТ (давление в КС, температуры газа вблизи стенки и удельного импульса) и расхождения балансов импульса, массы, энергии и массовых долей менее 1%.

Значения интегральных характеристик находились из полученного решения по следующим выражениям:

- давление в КС

$$p_k = p_{x,y,z}, \quad (47)$$

где x, y, z – координаты точки, расположенной перед началом сужающейся части КС;

- температура газа вблизи стенки КС

$$T_{г.ст} = \max(T_{г.ст}(r, \varphi, z)), \quad (48)$$

где $r = D_{ц}/2$ – радиус цилиндрической части КС, $0 \leq \varphi \leq 60^\circ$, z – линейное расстояние по оси камеры сгорания;

- удельный импульс

$$I_y = \bar{w}_a + \bar{p}_a F_a / \dot{m}_a, \quad (49)$$

где \bar{w}_a – скорость продуктов сгорания, осреднённая по площади выходного сечения сопла, \bar{p}_a – давление, осреднённое по площади выходного сечения, F_a – площадь среза сопла, \dot{m}_a – массовый расход через выходное сечение сопла.

3.4.2. Камера сгорания с приведенной длиной $L_{пр} = 1,075$ м

Для определения оптимального расхода и вида охладителя для защиты стенок КС расчеты проводились с использованием в качестве завесного охладителя и кислорода, и метана.

В таблице 11 представлены результаты численного эксперимента по исследованию размытия *кислородной* завесы с полученными интегральными характеристиками (тяга, давление в камере сгорания p_k , удельный импульс I_y , температуры газов вблизи стенок камеры сгорания $T_{г.ст}^{\max}$ и огневого днища $T_{г.ог.дн}^{\max}$). В ходе численного эксперимента было установлено, что вблизи огневого днища образуются зоны повышенных температур. При подаче газифицированных компонентов фронт пламени находится близко к смесительной головке, и появляются обратные токи. Поэтому важным параметром, контролируемым при проведении численного эксперимента, стала температура газов вблизи огневого днища $T_{г.ог.дн}$.

Картина течения продуктов сгорания показала, что в конце цилиндрического участка КС происходит полное размытие завесы с образованием равномерного по температуре потока (Рисунок 45).

Таблица 11. Результаты численного эксперимента с использованием
кислородной завесы

№	$\alpha_{\text{форс}}$	$\bar{m}_{\text{зав}}$	Тяга, Н	p_k , $\cdot 10^5 \text{ Па}$	I_y , м/с	$T_{\text{г.ст}}^{\text{max}}$, К	$T_{\text{г.ог.дн}}^{\text{max}}$, К
1	1,05	0,47505	100,72	8,1424	1573,7	1551,1	3409,7
2	0,1	0,47505	58,113	6,327	849,35	772,92	2729,8
3	0,575	0,47505	93,023	7,7188	1445,3	1363,5	3424,7
4	2	0,47505	107,22	8,4559	1675,3	1735,9	3423,7
5	1,525	0,47505	104,86	8,3399	1638,5	1672,8	3418,4
6	1,05	0,0001	141,63	10,464	2218,6	3254,7	2590,4
7	1,05	0,23758	129,36	9,623	2019,3	2149,9	3141,7
8	1,05	0,95	75,464	7,1216	742,91	487,54	2446,7
9	1,05	0,71253	93,781	7,7981	1251	1059,4	3173
10	0,37825	0,13921	117,15	8,9036	1819,4	1851	3142,4
11	0,71412	0,30713	113,99	8,7644	1781	2134,1	3388,7
12	1,7218	0,13921	144,12	10,531	2258,6	3017	3039,4
13	1,3859	0,30713	125,13	9,3701	1954	1982	3422
14	0,37825	0,81089	84,3	7,4523	960,61	718,94	2881,7
15	0,71412	0,64297	92,786	7,7496	1294,6	1125,8	3255,2
16	1,7218	0,81089	85,412	7,455	1075	882,31	3242
17	1,3859	0,64297	98,109	7,9832	1387,7	1234,1	3264,1

По полученным в ходе численного эксперимента данным построены поверхности отклика ряда функций в зависимость от двух факторов (коэффициента избытка окислителя на форсунках $\alpha_{\text{форс}}$ и относительного расхода на завесу $\bar{m}_{\text{зав}}$). Они представлены в ПРИЛОЖЕНИИ 1. На Рисунок 46-49 приведены полученные графики функций в зависимости от соотношения компонентов на форсунках при различных расходах охлаждающего компонента – кислорода.

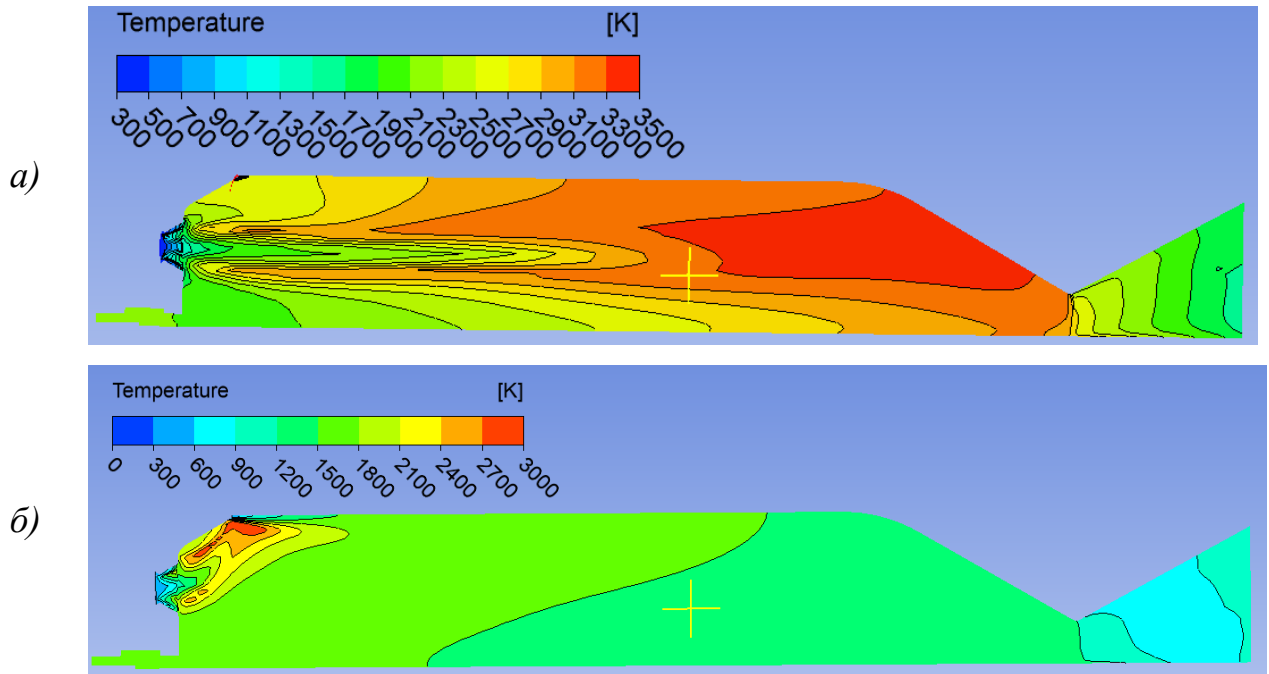


Рисунок 45. Картина полей температур по сечению камеры:

а) $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,001$, $\alpha_{\text{форс}} = 1,0$, $\alpha_{\Sigma} = 1,00125$;

б) $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,8$, $\alpha_{\text{форс}} = 0,75$, $\alpha_{\Sigma} = 4,75$

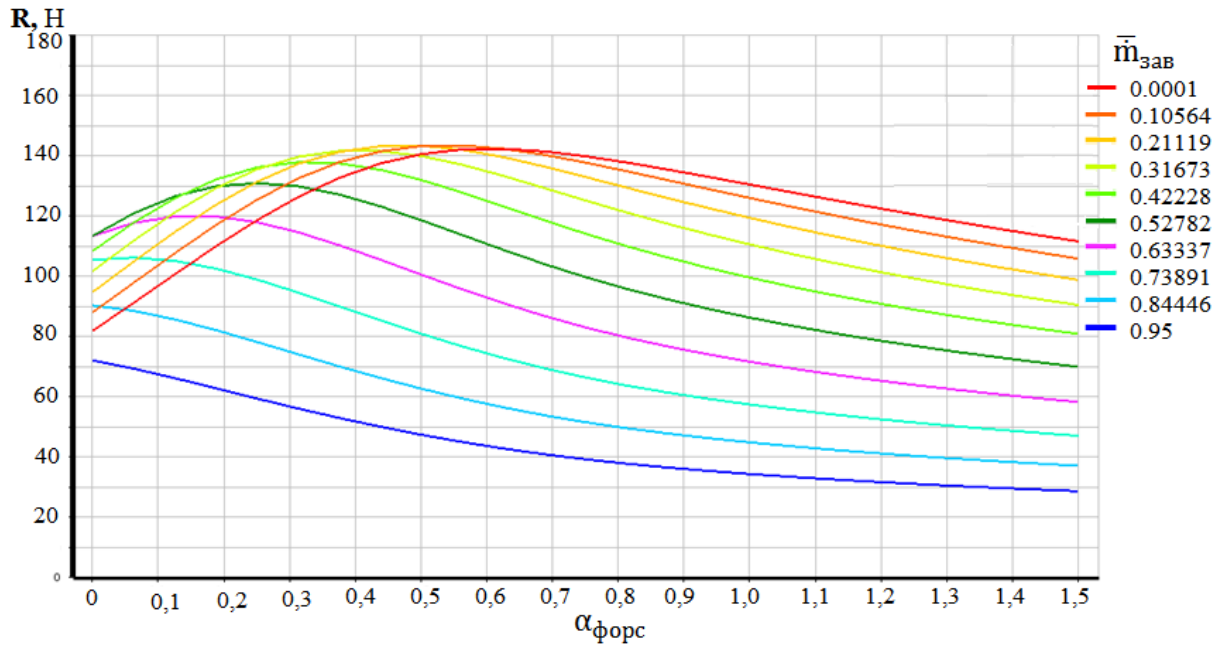


Рисунок 46. Тяга РДМТ в зависимости от избытка окислителя на форсунках и различных относительных расходах кислорода на завесное охлаждение

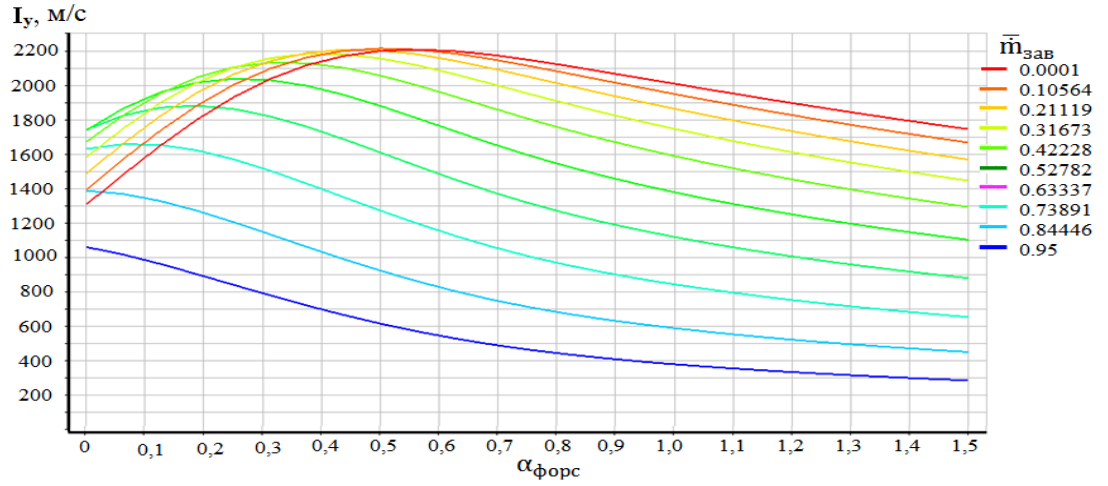


Рисунок 47. Расчетный удельный импульс РДМТ при использовании кислородной завесы

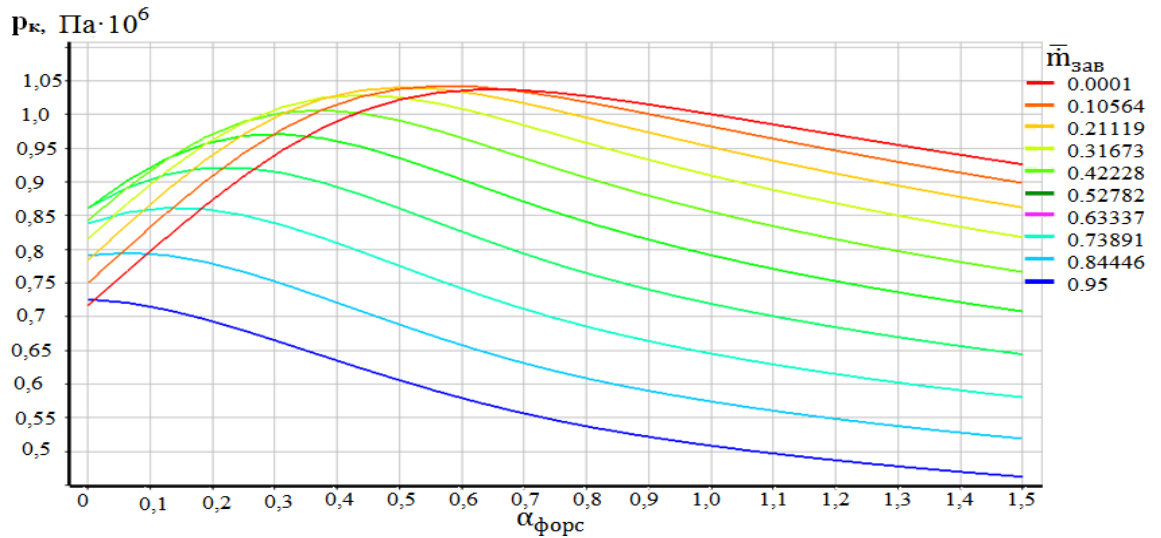


Рисунок 48. Давление в КС при кислородной завесе

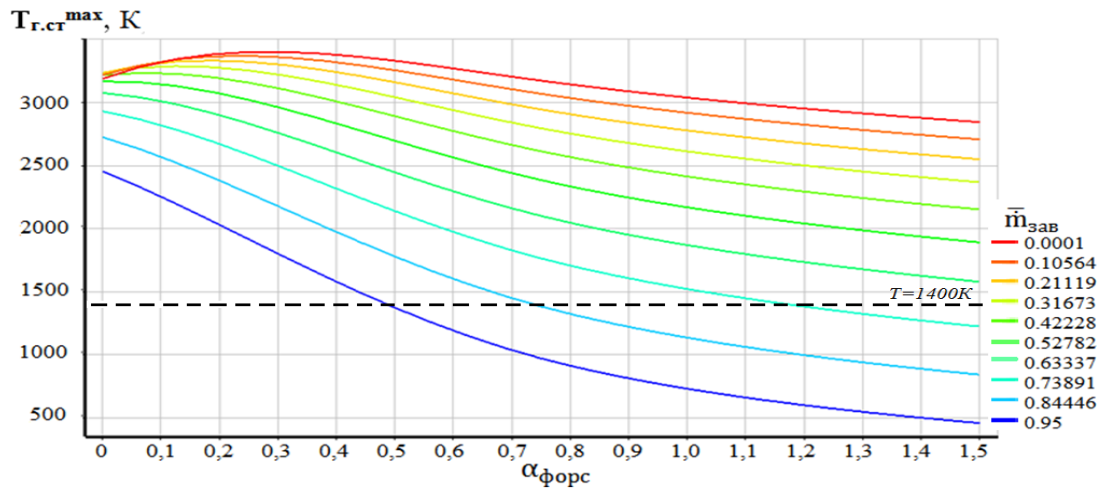


Рисунок 49. Температура газа вблизи стенки при кислородной завесе.

По представленным зависимостям видно, что температура стенки камеры сгорания ниже максимально допустимой (1400 К) при значениях в ядре 1,2 - 1,5 и относительном расходе на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} \geq 0,7$ (Рисунок 49). Расчётное давление в камере сгорания на таких режимах около 0,6 МПа, тяга 55 Н, удельный импульс 747 м/с. Температура огневого днища находится в районе 2250 К.

В таблице 12 приведены результаты численного эксперимента по моделированию размытия *метановой* завесы с полученными интегральными характеристиками.

Таблица 12. Результаты численного эксперимента с использованием метановой завесы

№	$\alpha_{\text{форс}}$	$\bar{m}_{\text{зав}}$	Тяга, Н	p_k , $\cdot 10^5$ Па	I_y , м/с	$T_{\text{г.ст}}^{\text{max}}$, К	$T_{\text{г.ог.дн}}^{\text{max}}$, К
1	1,05	0,47505	100,72	8,1424	1573,7	1551,1	3409,7
2	0,1	0,47505	58,113	6,327	849,35	772,92	2729,8
3	0,575	0,47505	93,023	7,7188	1445,3	1363,5	3424,7
4	2	0,47505	107,22	8,4559	1675,3	1735,9	3423,7
5	1,525	0,47505	104,86	8,3399	1638,5	1672,8	3418,4
6	1,05	0,0001	141,63	10,464	2218,6	3254,7	2590,4
7	1,05	0,23758	129,36	9,623	2019,3	2149,9	3141,7
8	1,05	0,95	75,464	7,1216	742,91	487,54	2446,7
9	1,05	0,71253	93,781	7,7981	1251	1059,4	3173
10	0,37825	0,13921	117,15	8,9036	1819,4	1851	3142,4
11	0,71412	0,30713	113,99	8,7644	1781	2134,1	3388,7
12	1,7218	0,13921	144,12	10,531	2258,6	3017	3039,4
13	1,3859	0,30713	125,13	9,3701	1954	1982	3422
14	0,37825	0,81089	84,3	7,4523	960,61	718,94	2881,7
15	0,71412	0,64297	92,786	7,7496	1294,6	1125,8	3255,2
16	1,7218	0,81089	85,412	7,455	1075	882,31	3242
17	1,3859	0,64297	98,109	7,9832	1387,7	1234,1	3264,1

Как и в случае использования кислородной завесы в конце цилиндрического участка КС происходит полное размытие завесы с образованием равномерного по температуре потока (Рисунок 50).

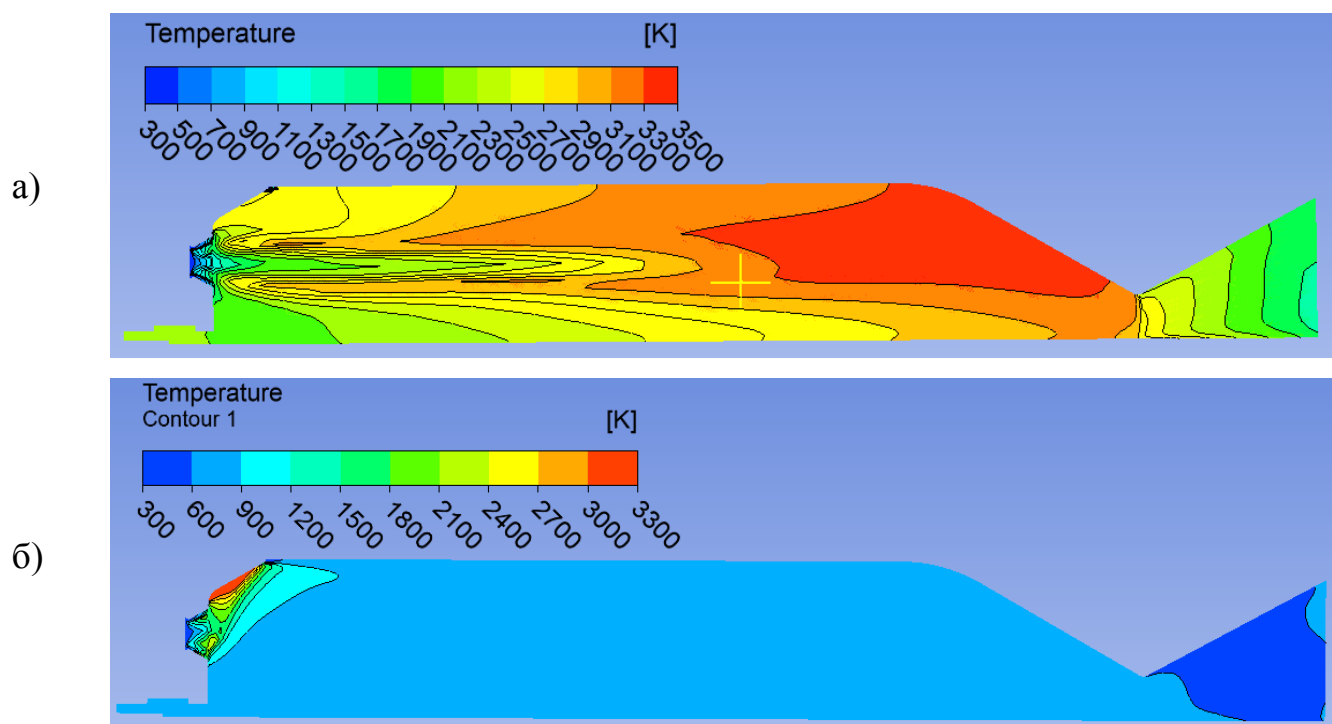


Рисунок 50. Распределение температур в сечении КС РДМТ в использовании метановой завесы:

$$a) \bar{m}_{\text{зав}} = 0,001, \alpha_{\text{форс}} = 1,0, \alpha_{\Sigma} = 1,00125;$$

$$б) \bar{m}_{\text{зав}} = 0,8, \alpha_{\text{форс}} = 0,75, \alpha_{\Sigma} = 4,75$$

По полученным зависимостям (Рисунок 51-54) температура стенки камеры сгорания ниже максимально допустимой 1400К при значениях $\alpha_{\text{форс}}=0,75\dots0,82$ и относительном расходе на завесу $\bar{m}_{\text{зав}}=0,52$. Расчётное давление в камере сгорания на данном режиме составит 0,8 МПа, тяга 99 Н, удельный импульс 1517 м/с. Температура огневого днища при этих режимах находится в районе 3400 К. Столь высокое значение приведет к быстрому высокотемпературному окислению огневого днища.

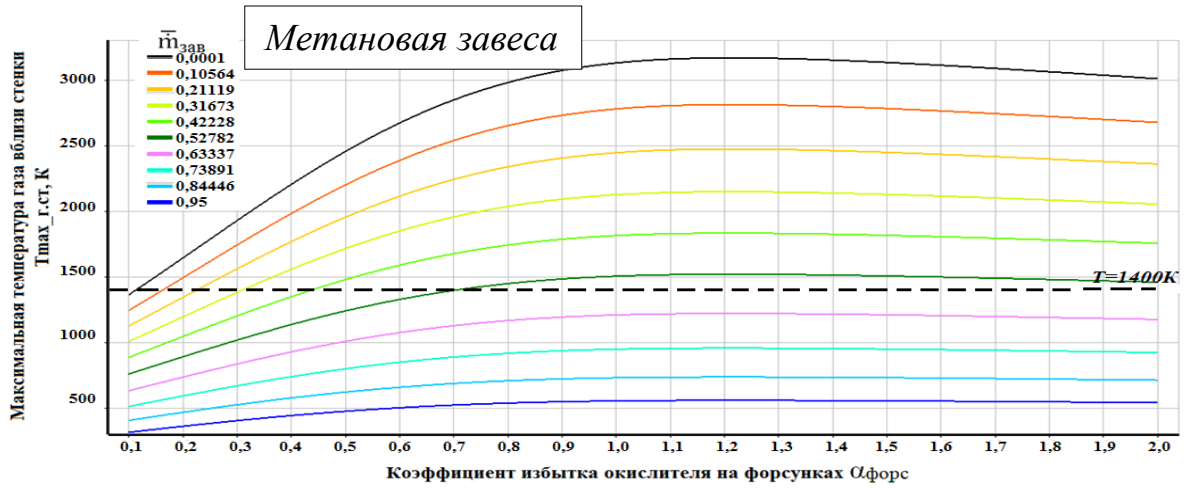


Рисунок 51. Температура газа вблизи стенки при использовании метановой завесы.

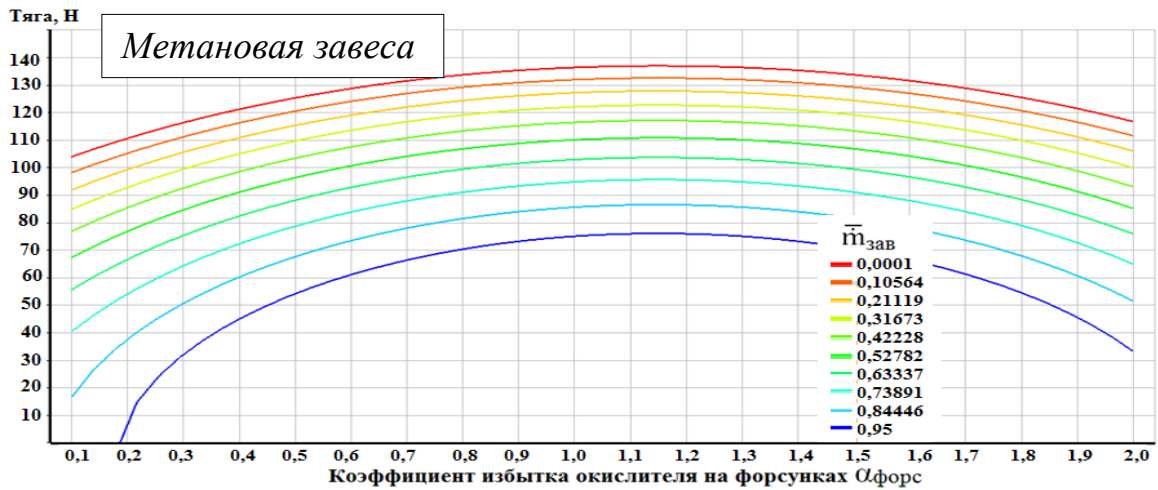


Рисунок 52. Тяга РДМТ при различных значениях избытка окислителя на форсунках и разных относительных расходах на завесу.

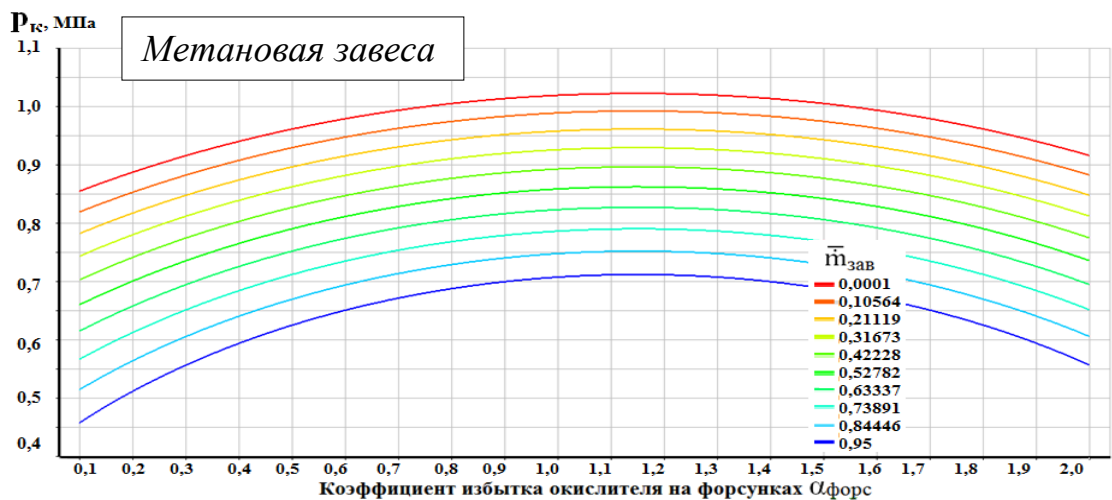


Рисунок 53. Давление в КС РДМТ при различных значениях избытка окислителя на форсунках и разных относительных расходах на завесу.

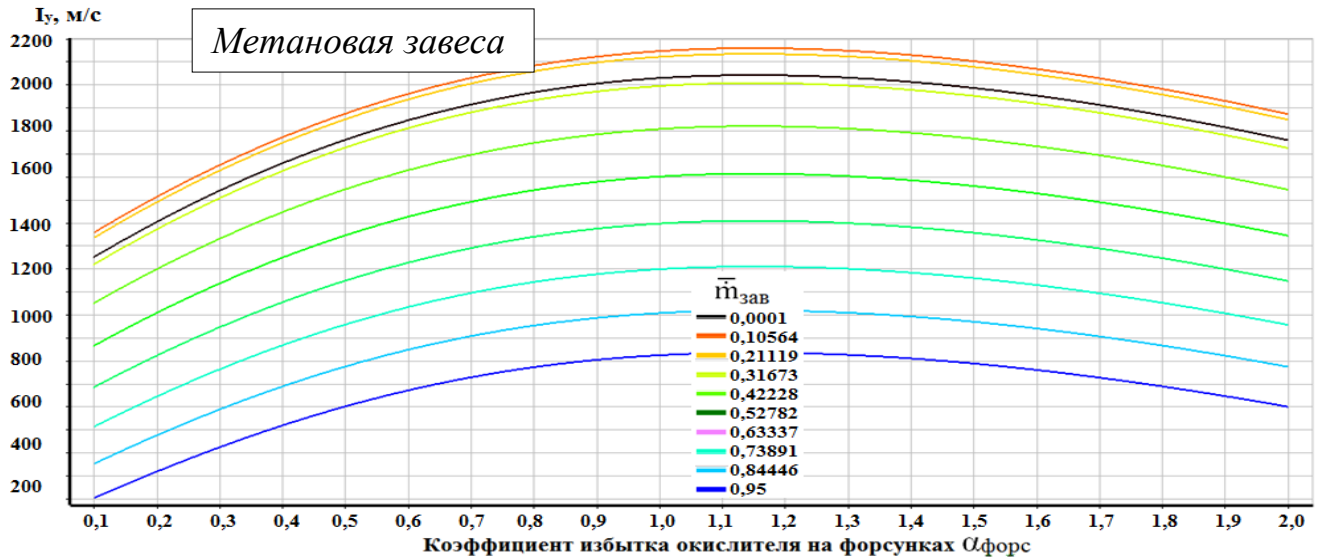


Рисунок 54. Удельный импульс РДМТ при различных значениях избытка окислителя на форсунках и разных относительных расходах на завесу

Построенные по результатам вычислительного эксперимента регрессионные модели позволили найти режимы работы, при которых температура стенки камеры сгорания не превышала 1400 К. Однако результаты моделирования показали, что при этом температура стенки огневого днища смесительной головки превышает 2200 К при использовании окислительной завесы и 3200 К при использовании восстановительной завесы. И, хотя при работе двигателя огневого днища охлаждается компонентами топлива, выходящими из форсунок, было решено при огневых экспериментах для уточнения модели использовать режим работы с окислительной завесой, как обещающей более низкие значения температуры стенки огневого днища.

Картина течения продуктов сгорания и полное размытие завесы указывает на излишнюю длину цилиндрического участка КС при использовании газообразных компонентов топлива и необходимости изменения геометрических параметров камеры. Следующий этап исследования проводится также с использованием секторной расчетной области с одним форсуночным элементом, но КС с приведенной длиной $L_{\text{пр}} = 0,933\text{м}$ (Рисунок 32).

3.4.3. Камера сгорания с приведенной длиной $L_{пр}=0,933\text{м}$

На этапе численного исследования рабочих процессов в расчетной области КС с уменьшенной приведенной длиной было проведено сравнение полученных интегральных характеристик с экспериментальными данными кратковременных огневых запусков (см. *Таблица 19*). Полученные при моделировании значения давления были меньше величин давления, полученных в ходе эксперимента примерно на 30%. Такие результаты свидетельствуют о необходимости уточнения рекомендуемых разработчиками ANSYS CFX эмпирических коэффициентов, используемых при моделировании процессов течения и горения, для каждого конкретного случая.

Таким образом используемая модель рабочих процессов была верифицирована кратковременными огневыми запусками. В выбранной модели горения EDM проведено уточнение модельного коэффициента B . Для получения интегральных характеристик, близких к экспериментальным, значение модельного коэффициента должно составлять $B = 0,5 \dots 1,0$.

После корректировки значения модельного коэффициента ($B=0,5$) значение давления, полученное расчетным путем, меньше экспериментального и расхождение в величинах давлений в КС не превышает ~8%, что является удовлетворительным согласованием экспериментальных и расчетных данных. Сравнение значений экспериментальных и расчетных данных, полученных после проведения наладки модели, приведено на *Рисунке 55*.

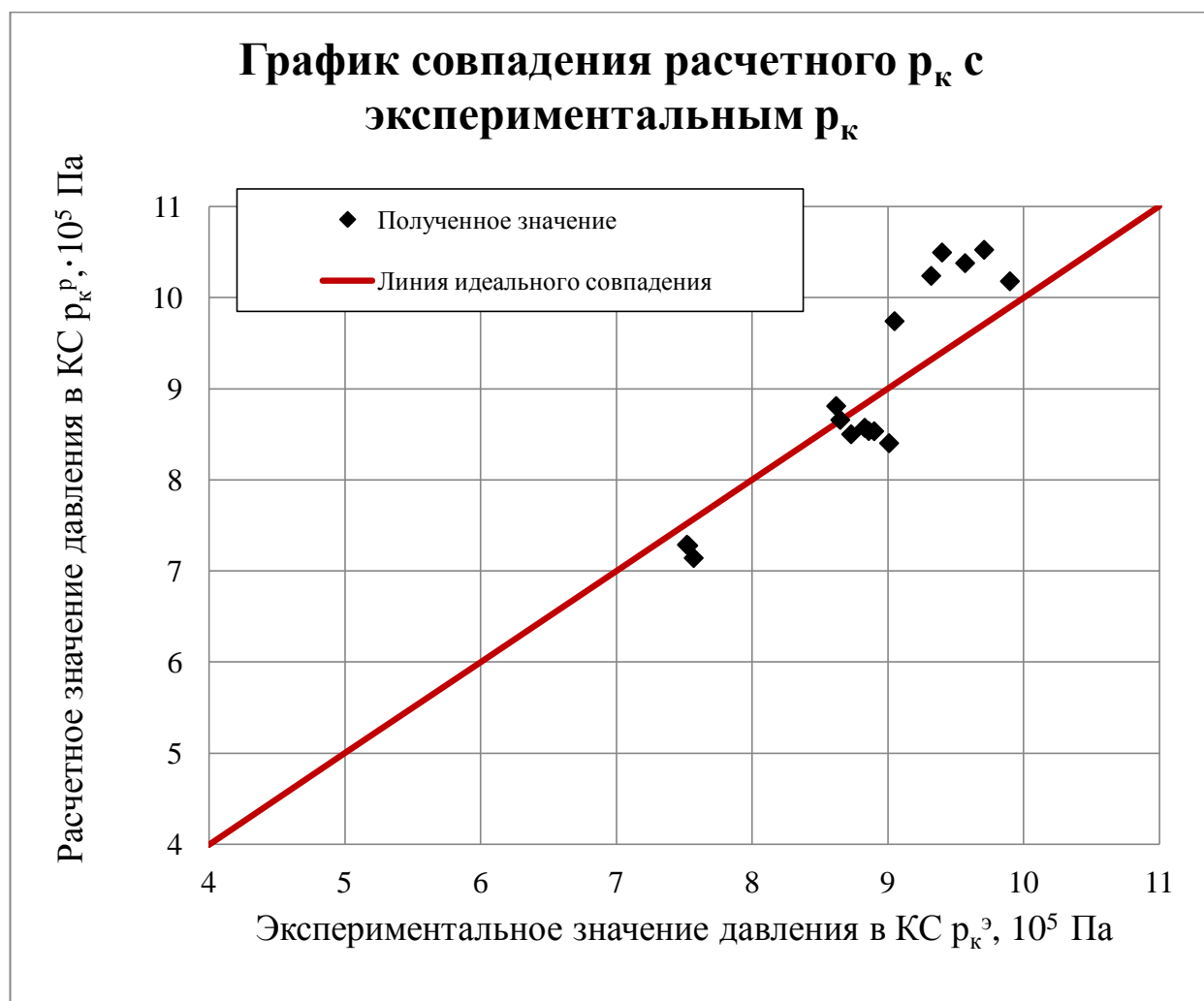


Рисунок 55. Сравнение совпадения экспериментальных и расчетных значений давления с идеальным случаем.

После наладки модели был проведен численный эксперимент для выявления режимов работы РДМТ, позволяющих провести более длительные огневые запуски (≥ 10 с) для выхода на стационарный режим по температуре. Исследовались режимы с подачей на завесное охлаждение как газообразного кислорода, так и газообразного метана.

На *Рисунке 56* представлено поле распределения температур в сечении КС уменьшенной приведенной длины ($L_{пр}=0,933м$) с использованием кислородной завесы. В *Таблице 13* приведены результаты численного эксперимента.

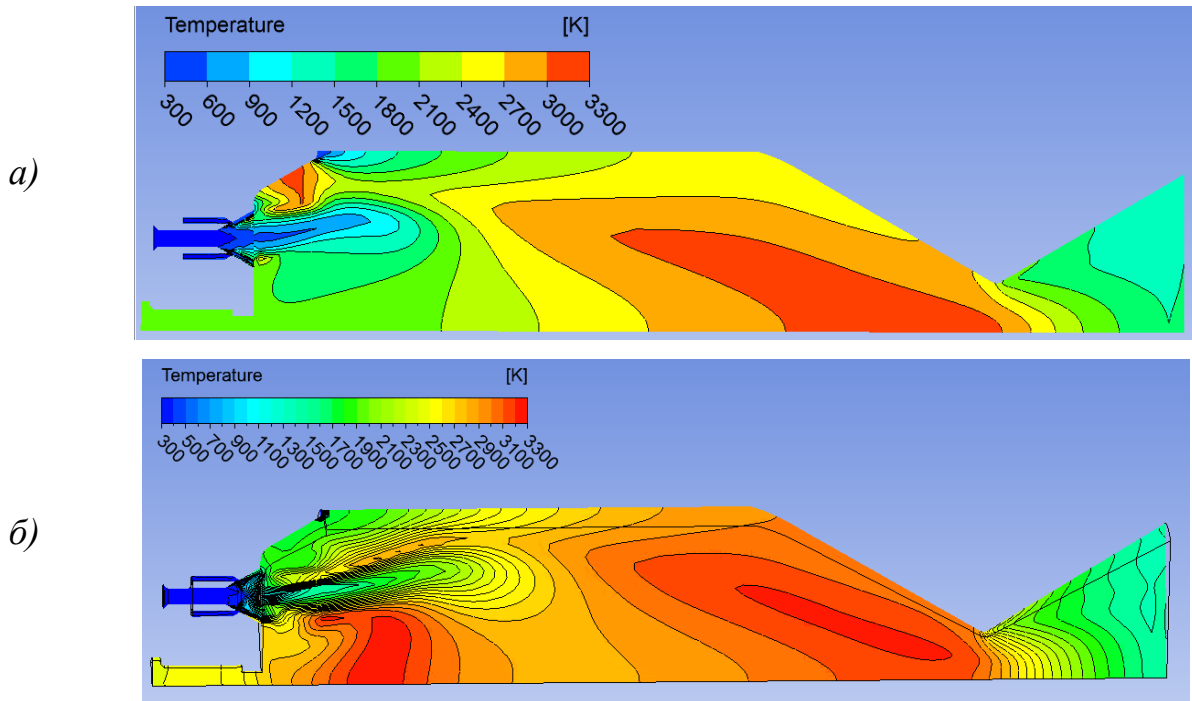


Рисунок 56. Поля температур по сечению камеры сгорания с кислородной завесой и подачей кислорода по периферии форсунок:

$$a) \alpha_{\text{форс}} = 0,15, \bar{m}_{\text{зав}} = 0,74, \alpha_{\Sigma} = 1,29$$

$$б) \alpha_{\text{форс}} = 1, \bar{m}_{\text{зав}} = 0,001, \alpha_{\Sigma} = 1$$

Таблица 13. Результаты численного эксперимента с использованием кислородной завесы и подачи кислорода по периферии форсунок на КС уменьшенной длины

№	$\alpha_{\text{форс}}$	$\bar{m}_{\text{зав}}$	$P_k, \cdot 10^5 \text{ Па}$	$I_y, \text{ м/с}$	$T_{\text{г.ст}}^{\text{max}}, \text{ К}$	$T_{\text{г.ог.дн}}^{\text{max}}, \text{ К}$
1	1,5005	0,4755	7,10052	1867,67	2739,02	3160,03
2	0,001	0,4755	8,41520	2359	2754,08	2796,31
3	0,75075	0,4755	8,81544	2400,15	3442,72	3442,72
4	3	0,4755	5,60814	1423,86	2120,34	3113,55
5	2,25025	0,4755	6,17091	1592,14	2458,61	3232,85
6	1,5005	0,001	9,13619	2502,94	2831,52	3323,19
7	1,5005	0,23825	8,22435	2213,53	2847,19	3232,44
8	1,5005	0,95	3,52935	806,827	2695,48	2756,16

№	$\alpha_{\text{форс}}$	$\bar{m}_{\text{зав}}$	$P_{\text{к}},$ $\cdot 10^5 \text{ Па}$	$I_{\text{у}},$ м/с	$T_{\text{г.ст}}^{\text{max}}, \text{ К}$	$T_{\text{г.ог.дн}}^{\text{max}}, \text{ К}$
9	1,5005	0,71275	5,70394	1439,46	2093,63	3140,08
10	0,44019338	0,139978	10,02520	2836,3	3413,64	3413,64
11	0,97034669	0,307739	9,09100	2491,06	2790,1	3291,37
12	2,56080662	0,139978	7,18905	1878,91	2519,85	3344,86
13	2,03065331	0,307739	7,17793	1879,65	2719,95	3282,59
14	0,44019338	0,811022	6,94081	1802,26	3421,65	3421,65
15	0,97034669	0,643261	7,04218	1845,27	2968,79	3340,89
16	2,56080662	0,811022	4,31219	1027,53	1346,89	3182,32
17	2,03065331	0,643261	5,58130	1406,38	2029,4	3162,88

На *Рисунке 57* представлено поле распределения температур в сечении КС уменьшенной приведенной длины ($L_{\text{пр}}=0,933\text{м}$) с использованием для завесного охлаждения газообразного метана.

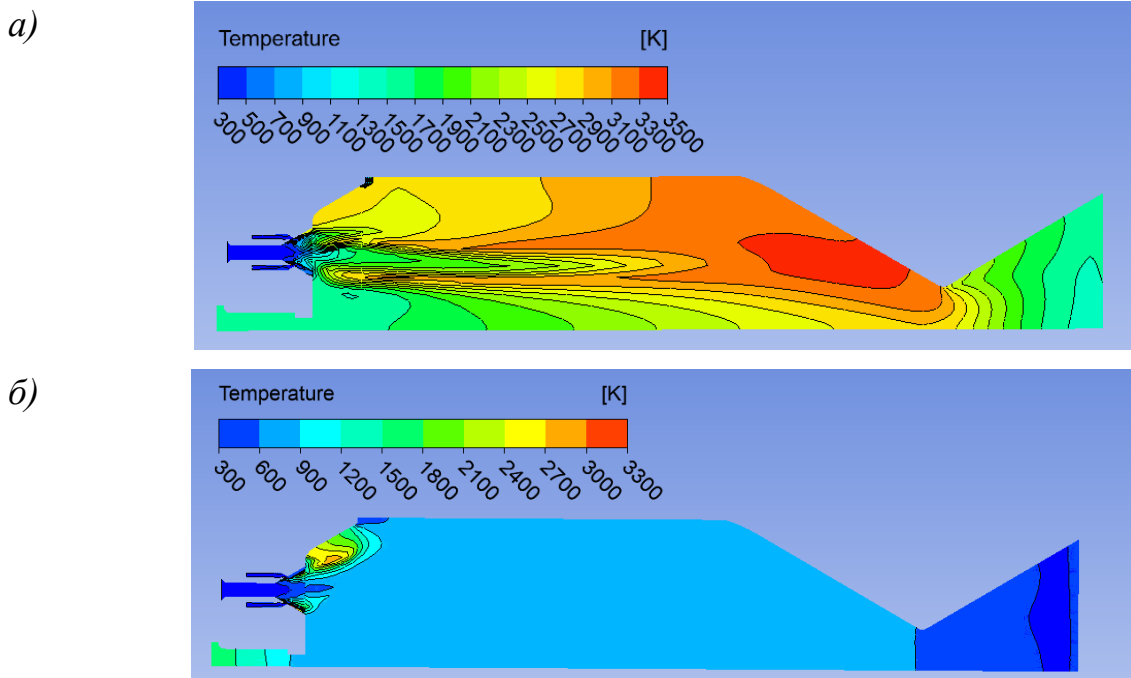


Рисунок 57. Поля температур по сечению камеры сгорания с подачей кислорода по периферии форсунок и метановой завесой:

a) $\alpha_{\text{форс}}=1, \bar{m}_{\text{зав}} = 0,001, \alpha_{\Sigma}=0,995;$

b) $\alpha_{\text{форс}}=0,15, \bar{m}_{\text{зав}} = 0,74, \alpha_{\Sigma}=0,027.$

Таблица 14. Результаты численного эксперимента по моделированию размытия метановой завесы с подачей кислорода по внешнему каналу форсунок.

№	$\alpha_{\text{форс}}$	$\bar{m}_{\text{зав}}$	Тяга, Н	$p_{\text{к}},$ $\cdot 10^5 \text{ Па}$	$I_{\text{у}},$ м/с	$T_{\text{г.ст}}^{\text{max}},$ К	$T_{\text{г.ог.дн}}^{\text{max}},$ К
1	2,05	0,4755	117,79	8,4199	2318	1498,9	3087,9
2	0,1	0,4755	74,543	5,8535	1550,2	748,78	2786
3	1,075	0,4755	115,38	8,0766	2266,5	1453,7	3362,9
4	4	0,4755	122	8,4825	2384,9	1555,4	3282,8
5	3,025	0,4755	120,59	8,4084	2360,2	1521,9	3279,4
6	2,05	0,001	114,24	8,2248	2208,8	2498,4	2382,6
7	2,05	0,23825	146,32	9,9484	2798,3	2471,8	3397,3
8	2,05	0,95	50,504	4,6379	1140,5	461,2	2046,4
9	2,05	0,71275	92,483	6,9011	1859,9	1043,6	3076,2
10	0,1	0,001	94,107	7,0626	1914,3	1116,8	3010,4
11	1,075	0,23825	138,01	9,4301	2659,8	2093,2	2780,7
12	4	0,001	80,435	6,4143	1642,1	1677,4	1690,5
13	3,025	0,23825	150,41	10,212	2865,6	2666,9	3258,4
14	0,1	0,95	41,305	4,1672	985,83	360,83	857,75
15	1,075	0,71275	88,067	6,6998	1793,1	982,04	3205,2
16	4	0,95	50,568	4,7142	1147,6	468,39	1579,8
17	3,025	0,71275	92,957	6,9791	1880,6	1072	3112

Полученные в ходе численного эксперимента по исследованию размытия метановой завесы интегральные характеристики РДМТ приведены в Таблице 14.

Результаты расчета показывают, что при уменьшении длины КС температура продуктов сгорания на входе в сужающуюся часть уменьшается, т.е. размытие завесы основным потоком снижается.

В ходе проведения численного моделирования на укороченной КС исследовалось влияние на рабочие процессы **обратной** схемы подачи компонентов, когда по периферии форсуночных элементов подается газообразный метан, в центральную часть – кислород. В частности, исследовалось изменение уровней температуры газа вблизи огневого днища и картины смешения и горения при использовании обратной схемы подачи компонентов по сравнению с прямой. На *Рисунках 58-59* показано поле распределения температур с обратной подачей компонентов в форсунки и использованием кислородной и метановой завесы.

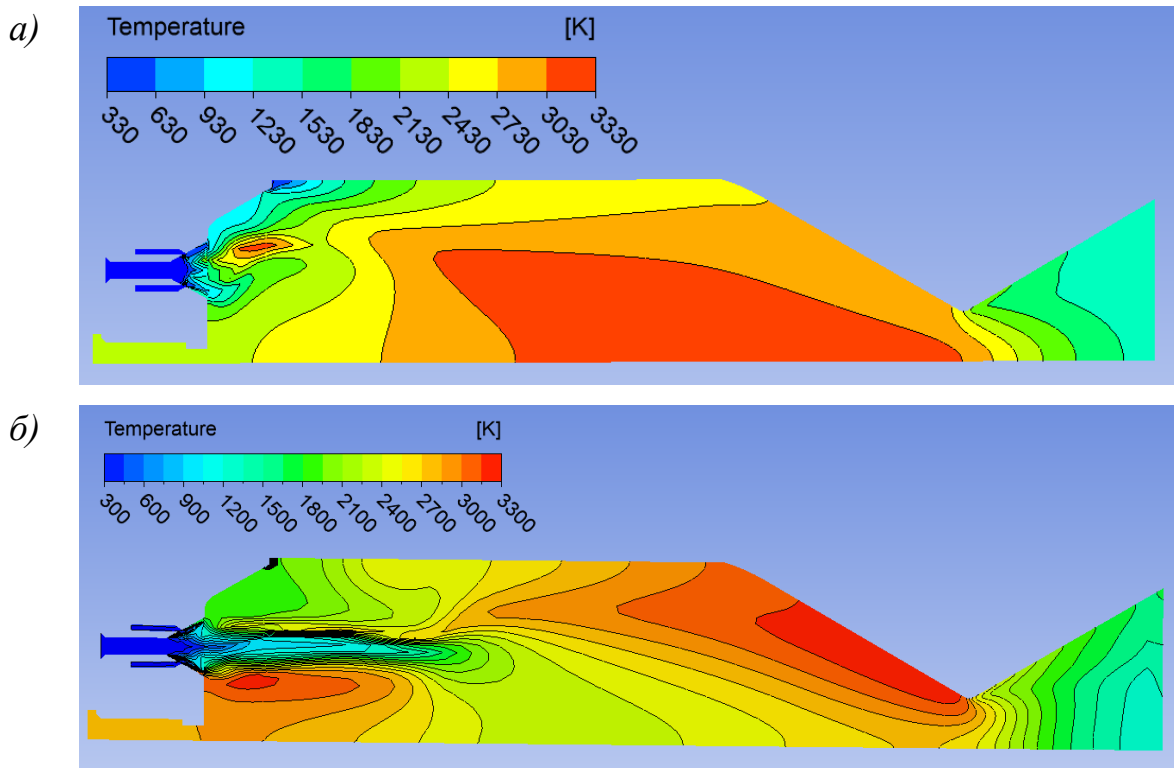


Рисунок 58. Поля температур по сечению камеры сгорания с подачей метана по периферии форсунок и кислородной завесой:

$$a) \alpha_{\text{форс}} = 0,15, \bar{m}_{\text{зав}} = 0,74, \alpha_{\Sigma} = 1,29;$$

$$b) \alpha_{\text{форс}} = 1, \bar{m}_{\text{зав}} = 0,001, \alpha_{\Sigma} = 1.$$

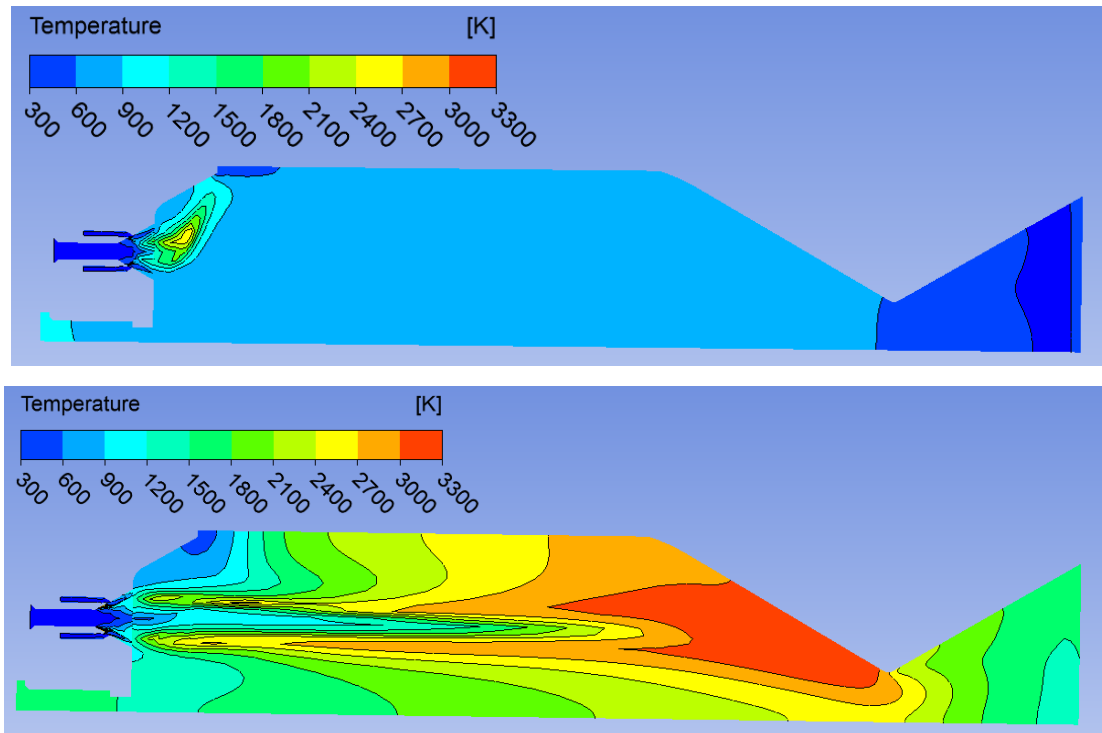


Рисунок 59. Поля температур по сечению камеры сгорания с подачей метана по периферии форсунок и метановой завесой:

$$a) \alpha_{\text{форс}} = 0,15, \bar{m}_{\text{зав}} = 0,74, \alpha_{\Sigma} = 0,027$$

$$a) \alpha_{\text{форс}} = 1, \bar{m}_{\text{зав}} = 0,1, \alpha_{\Sigma} = 0,64$$

Результаты численного эксперимента при обратной подаче компонентов и использовании разных завесных охладителей представлены в *Таблицах 15-16*.

Таблица 15. Результаты численного эксперимента по моделированию размытия кислородной завесы с подачей метана по внешнему каналу.

№	$\alpha_{\text{форс}}$	$\bar{m}_{\text{зав}}$	Тяга, Н	p_k , $\cdot 10^5$ Па	I_y , м/с	$T_{\text{г.ст}}^{\text{max}}$, К	$T_{\text{г.ог.дн}}^{\text{max}}$, К
1	1,5005	0,4755	118,51	7,0435	1855,2	1890,5	3272,1
2	0,001	0,4755	151,58	8,371	2365	2778,9	1712,5
3	0,75075	0,4755	152,93	8,8022	2387,9	2629,5	3148,3
4	3	0,4755	92,636	5,84	1419,7	1270,5	2986,7
5	2,2503	0,4755	102,05	6,4318	1579,9	1490,1	3295,5

№	$\alpha_{\text{форс}}$	$\bar{m}_{\text{зав}}$	Тяга, Н	$P_{\text{к}},$ $\cdot 10^5 \text{ Па}$	$I_{\text{у}},$ м/с	$T_{\text{г.ст}}^{\text{max}},$ К	$T_{\text{г.ог.дн}}^{\text{max}},$ К
6	1,5005	0,001	157,32	8,9844	2462,7	3296	3130,2
7	1,5005	0,23825	139,84	8,1251	2193,8	2556,5	3096,5
8	1,5005	0,95	52,864	3,5563	806,93	545,11	3048,6
9	1,5005	0,71275	93,41	5,7288	1441,5	1371,2	2878,9
10	0,44019	0,13998	182,82	1,0108	2858,8	2649,8	2479,3
11	0,97035	0,30774	157,99	9,0457	2473,6	2899,1	3161,8
12	2,5608	0,13998	118,87	7,0401	1853,9	2272,5	3342,8
13	2,0307	0,30774	118,92	7,0581	1862,6	1960,1	3344,6
14	0,44019	0,81102	115,65	6,9463	1799,5	1779,1	2688,9
15	0,97035	0,64326	118,14	7,0572	1843,4	1859,8	2883,6
16	2,5608	0,81102	66,972	4,3893	1033,3	881,85	2770,2
17	2,0307	0,64326	91,502	5,7056	1404,9	1274,4	3040,5

Таблица 16. Результаты численного эксперимента по моделированию размытия метановой завесы с подачей метана по внешнему каналу.

№	$\alpha_{\text{форс}}$	$\bar{m}_{\text{зав}}$	Тяга, Н	$P_{\text{к}},$ $\cdot 10^5 \text{ Па}$	$I_{\text{у}},$ м/с	$T_{\text{г.ст}}^{\text{max}},$ К	$T_{\text{г.ог.дн}}^{\text{max}},$ К
1	5,1	0,525	118,54	8,2847	2321,8	1558,7	3289,1
2	0,2	0,525	86,464	6,5187	1746,1	916,67	1550,3
3	2,65	0,525	116,35	8,1677	2283,2	1516,3	3401,8
4	10	0,525	119,8	8,3527	2344,4	1580	3003,2
5	7,55	0,525	119,43	8,3299	2336,9	1572,2	3060,9

№	$\alpha_{\text{форс}}$	$\bar{m}_{\text{зав}}$	Тяга, Н	p_k , $\cdot 10^5$ Па	I_y , м/с	$T_{\text{г.ст}}^{\text{max}}$, К	$T_{\text{г.ог.дн}}^{\text{max}}$, К
6	5,1	0,1	126,29	8,9951	2424,8	3304,3	2393
7	5,1	0,3125	144,8	9,8207	2759,1	2281,5	3105
8	5,1	0,95	54,683	4,8976	1162,2	472,19	1745,6
9	5,1	0,7375	91,674	6,8724	1843,9	1029,3	2302,2
10	1,6352	0,22448	148,65	10,054	2822,3	2499,9	2461
11	3,3676	0,37474	135,16	9,2273	2599	1874,6	3397,9
12	8,5648	0,22448	157,06	1,0614	2969,3	3080,8	2464,3
13	6,8324	0,37474	137,18	9,3566	2632,1	1961,6	3422,9
14	1,6352	0,82552	76,088	6,0423	1559,1	768,28	2058,3
15	3,3676	0,67526	99,068	7,2658	1977,7	1175,8	2351,4
16	8,5648	0,82552	79,53	6,2311	1617,5	818,5	2665,2
17	6,8324	0,67526	100,43	7,3426	2001,6	1204,4	2585,8

Полученные в ходе численного эксперимента поверхности отклика функций в зависимости от двух факторов (коэффициента избытка окислителя на форсунках $\alpha_{\text{форс}}$ и относительного расхода на завесу $\bar{m}_{\text{зав}}$) приведены в ПРИЛОЖЕНИИ 1. На *Рисунках 60-62* представлены полученные зависимости интегральных параметров для различных режимов подачи компонентов (прямая и обратная) и использования разных завесных охладителей.

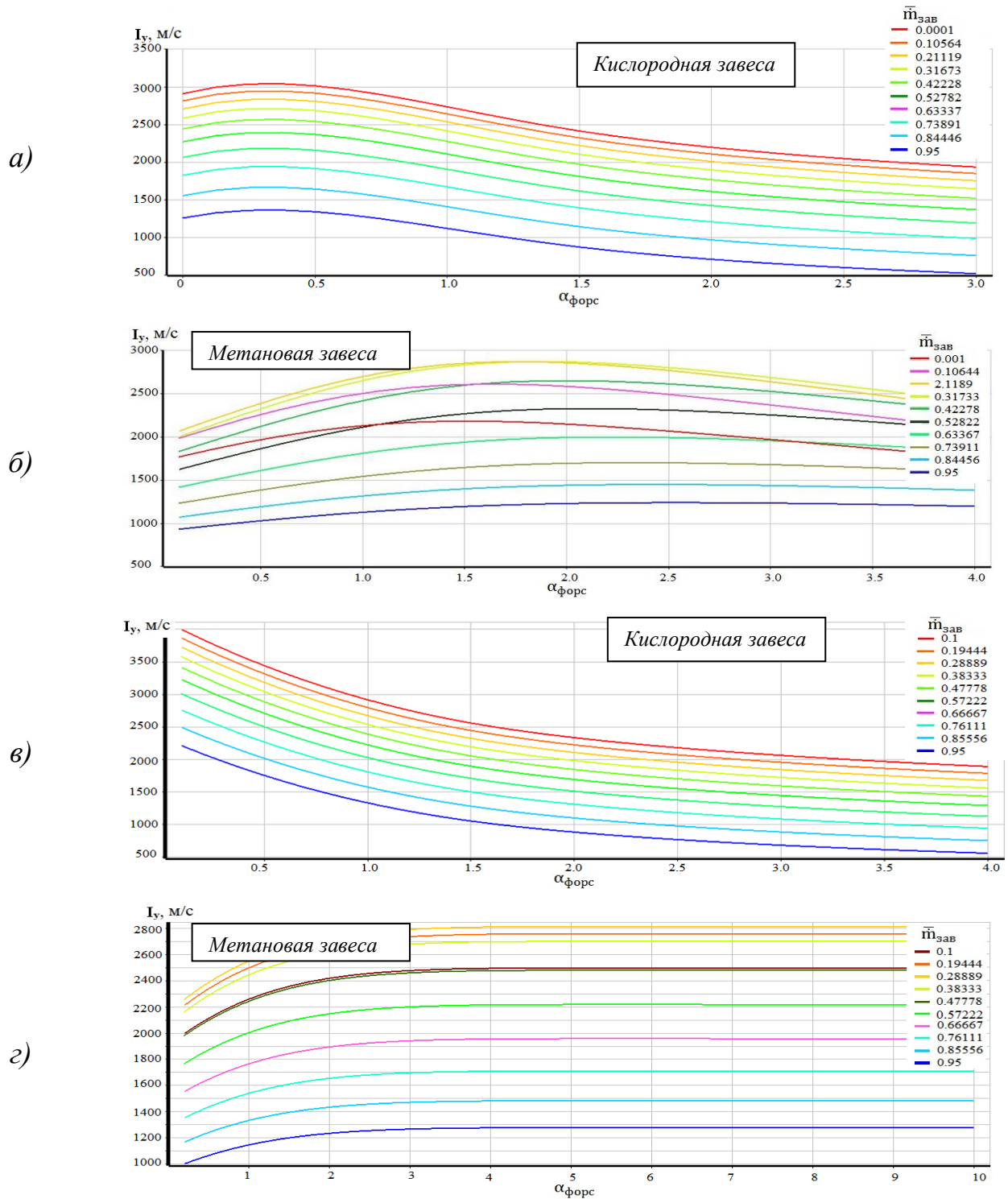


Рисунок 60. Расчетный удельный импульс:

- а) при кислородной завесе и подаче кислорода по периферии форсунок;
 б) при метановой завесе и подаче кислорода по периферии форсунок;
 в) при кислородной завесе и подаче метана по периферии форсунок;
 г) при метановой завесе и подаче метана по периферии форсунок

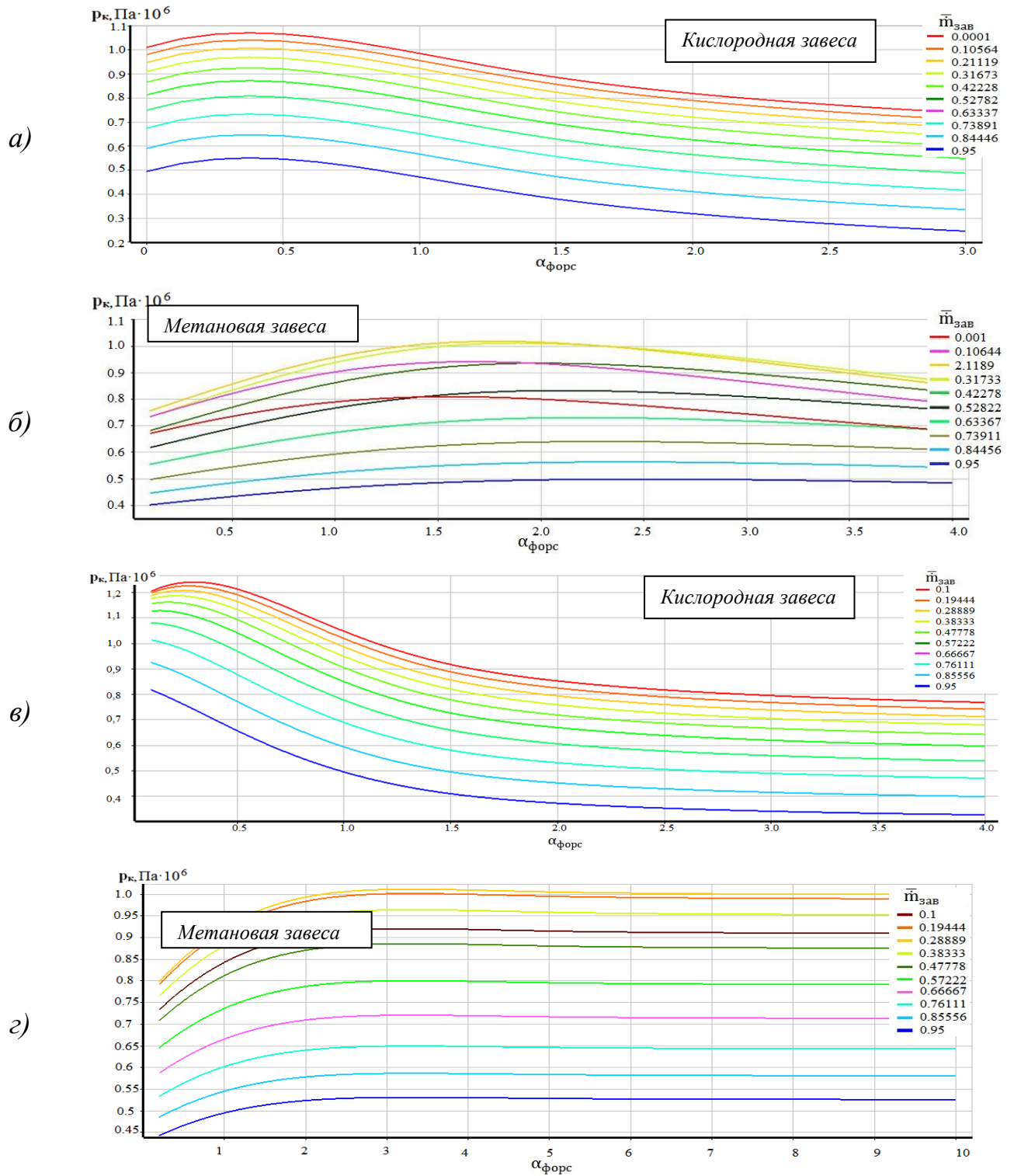


Рисунок б1. Расчетное давления в КС :

- а) при кислородной завесе и подаче кислорода по периферии форсунок,
 б) при метановой завесе и подаче кислорода по периферии форсунок;
 в) при кислородной завесе и подаче метана по периферии форсунок;
 г) при метановой завесе и подаче метана по периферии форсунок

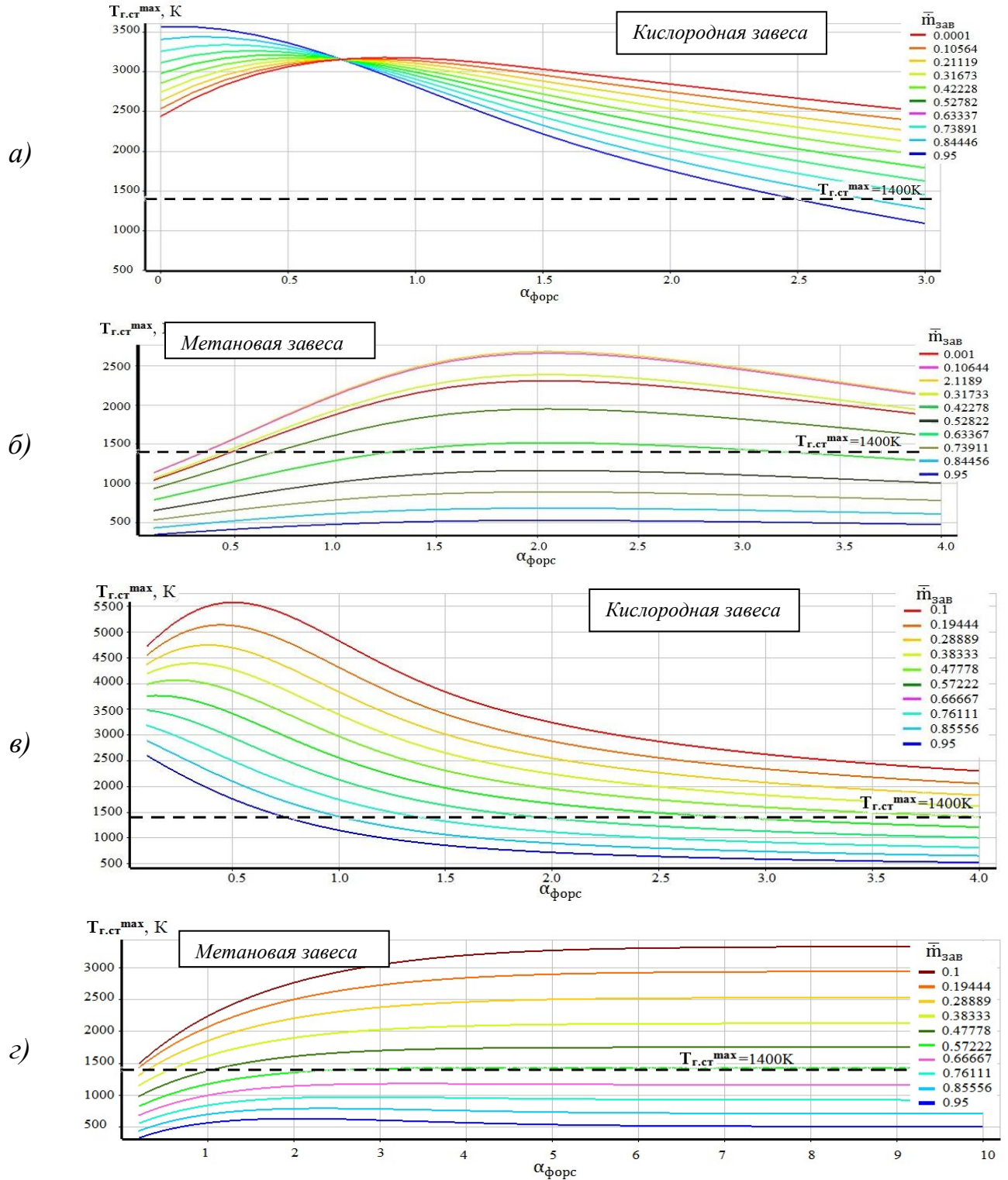


Рисунок 62. Температурные уровни газа вблизи стенки КС:

- а) при кислородной завесе и подаче кислорода по периферии форсунок;
 б) при метановой завесе и подаче кислорода по периферии форсунок;
 в) при кислородной завесе и подаче метана по периферии форсунок;
 г) при метановой завесе и подаче метана по периферии форсунок

По полученным зависимостям температура стенки камеры сгорания ниже максимально допустимой 1400К:

- для режима с кислородной завесой и подачей кислорода по периферии форсунок при значениях $\alpha_{\text{форс}} > 2,5$ и относительном расходе на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} > 0,84$; расчётное давление в камере сгорания на данном режиме составит менее $4 \cdot 10^5$ Па, удельный импульс менее 900м/с.
- для режима с метановой завесой и прямой подачей компонентов при значениях $\alpha_{\text{форс}} = 1,25$ и относительном расходе на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,53$; расчётное давление в камере сгорания на данном режиме составит менее $8 \cdot 10^5$ Па, удельный импульс ≈ 2200 м/с.
- для режима с кислородной завесой и подачей метана по периферии форсунок при значениях $\alpha_{\text{форс}} = 3,0$ и относительном расходе на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,57$; расчётное давление в камере сгорания на данном режиме составит $\approx 6 \cdot 10^5$ Па, удельный импульс ≈ 1450 м/с.
- для режима с метановой завесой и подачей метана по периферии форсунок при значениях $\alpha_{\text{форс}} = 2,0$ и относительном расходе на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,57$; расчётное давление в камере сгорания на данном режиме составит $7,8 \cdot 10^5$ Па, удельный импульс 2150м/с.

По полученным картинам распределения температурных полей по сечению КС определено, что при использовании уменьшенной длины КС температура продуктов сгорания на входе в сужающуюся часть уменьшается, т.е. размытие завесы основным потоком снижается.

Кроме того, по результатам численного эксперимента установлено, что при использовании обратной подачи компонентов, когда метан подается по периферии форсуночного элемента, температура огневого днища снижается в сравнении с прямой подачей компонентов. Это можно объяснить более высокой теплоемкостью метана, который, вытекая из внешнего канала, не весь смешивается с кислородом, а течет вдоль стенки огневого днища под действием

обратных токов. И восстановительная среда вблизи стенок огневого днища является менее агрессивной для материала юбки.

Представленный в этом разделе вариант исследования рабочих процессов в КС сгорания может быть применим в случае идеального распределения компонентов по смесительной головке. В случае отклонения от равномерности распределения компонентов по смесительной головке при входе в КС картина смешения и горения может значительно измениться. Если в двигателях больших тяг в связи с большими геометрическими размерами и большими значениями давлений в КС такая неравномерность гасится, то в РДМТ это может привести к значительным изменениям характеристик рабочего процесса и повлиять на общую эффективность разработанного РДМТ.

3.5. Реализация решения в ANSYS CFX. Численный эксперимент.

Расчет с учетом распределения компонентов по смесительной головке.

Моделирование на полной геометрии КС и смесительной головке проводится с целью определения интегральных характеристик и поля температур огневого днища и стенки камеры сгорания в условиях небольшой неравномерности подачи компонентов, как по расходам, так и по направлению движения на входе в КС. Для моделирования распределения компонентов на входе в КС проводился численный расчет течения компонентов топлива в смесительной головке, приведенный выше.

Первые кратковременные эксперименты и численное исследование на секторной части камеры сгорания показали наличие высокотемпературной зоны у огневого днища головки. В ходе численного моделирования выявлено снижение температуры огневого днища при подаче метана во внешний канал форсунки. Было также высказано предположение, что форма огневого днища может влиять на характер обратных токов продуктов сгорания. В связи с этим, проведено численное моделирование на полноразмерной КС с учетом распределения

компонентов по смесительной головке и кислородной газообразной завесой и исследовано влияние формы юбки на внутрикамерные процессы.

Расчет с учетом течения компонентов по смесительной головке происходил в расчетной области, представленной на *Рисунке 63*.

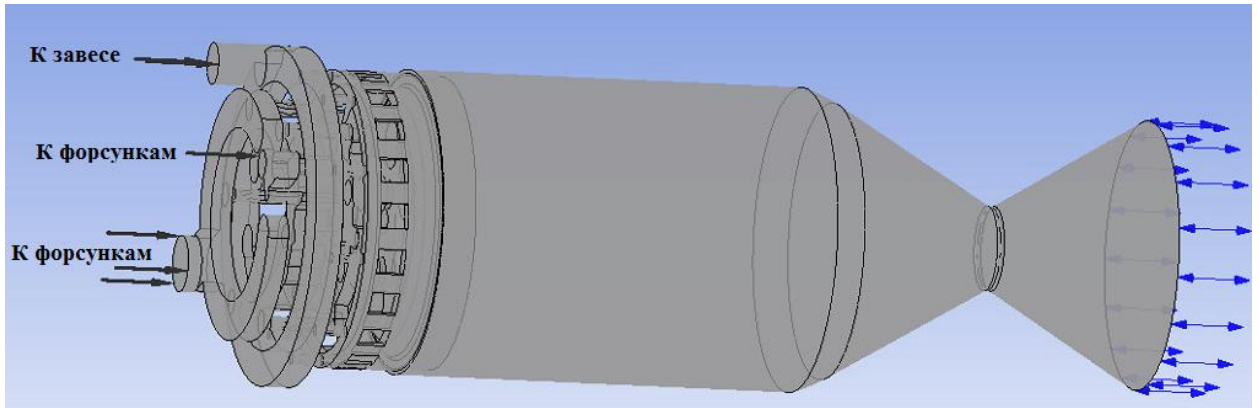


Рисунок 63. Расчетная область для исследования рабочих процессов с учетом распределения компонентов по смесительной головке.

При расчетах в полной постановке для корректного определения теплового состояния и точного определения зон повышенных температур газа вблизи стенки необходимо использовать густую сетку в районе стенки и $y^+ \leq 2$ (*Рисунок 64*). При расчете теплового состояния сходимость по сетке достигается при количестве ячеек $n \geq 6000000$.

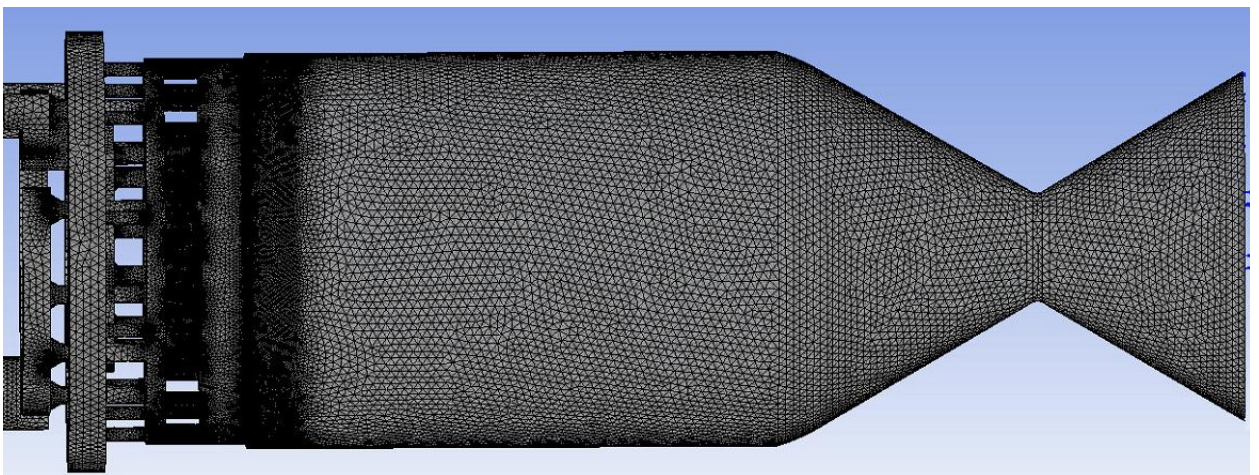


Рисунок 64. Расчетная сетка для моделирования рабочих процессов в полноразмерной постановке с учетом распределения компонентов по смесительной головке.

3.5.1. Численное исследование влияния различных форм юбок на рабочие процессы в КС.

Проведено исследование влияния формы юбки, формы выходного сопла форсунки при восстановительном и при окислительном ядре потока на распределение температуры вблизи огневого днища смесительной головки. Рассматривались разные способы подачи компонентов в форсунки и несколько конфигураций юбки. Результаты расчетов сведены в *Таблицу 17*.

Таблица 17. Уровни температур вблизи огневого днища $T_{г.дн}^{max}$.

Форма огневого днища	Подача компонентов	Режим		$T_{г.дн}^{max}$, К
		$\alpha_{форс}$	$\bar{m}_{зав}$ кислород	
Конструкция №1	Нормальная	1,4	0,8	3000
		0,1	0,9	3400
	Обратная	1,4	0,8	3465
		0,1	0,8	1570
Конструкция №2	Нормальная	1,4	0,9	2580
		0,1	0,9	3295
	Обратная	0,1	0,9	3450
Конструкция №3	Нормальная	0,1	0,9	3490
	Обратная	0,1	0,9	2300

Результаты численного моделирования на полноразмерной КС с учетом смесеобразования в смесительной головке еще раз подтверждают снижение максимальной температуры около огневого днища при обратной подаче компонентов (*Рисунок 65*). Восстановительная среда вблизи огневого днища более благоприятна для материала юбки, так как является менее агрессивной.

По результатам моделирования на полноразмерной КС при использовании различных конструкций юбки не наблюдается изменения в величинах давления в КС двигателя.

Таким образом, определены конфигурации юбки и способ подачи компонентов, которые должны позволить провести длительные огневые эксперименты: реверсивная подача компонентов, работа с избытком газообразного метана на форсунках, конструкция юбки №1 и конструкция юбки №3.

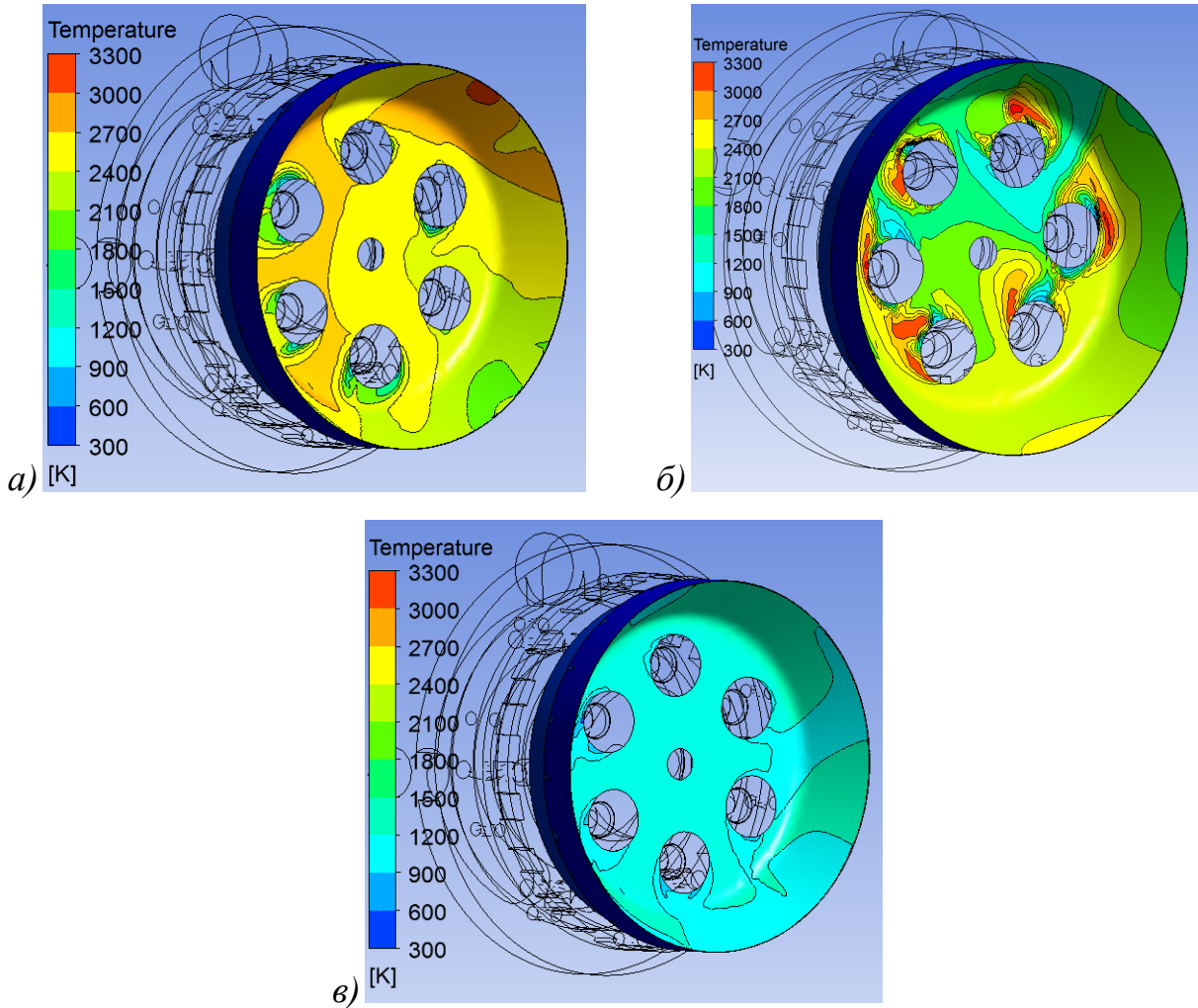


Рисунок 65. Поле температур вблизи стенки юбки конструкции №1:

а) прямая схема подачи, кислородная завеса:

$$\bar{m}_{\text{зав}} = 0.9, \alpha_{\text{форс}} = 1.4, \alpha_{\Sigma} = 8.0;$$

б) прямая схема подачи, кислородная завеса:

$$\bar{m}_{\text{зав}} = 0.9, \alpha_{\text{форс}} = 0.1, \alpha_{\Sigma} = 3.25;$$

в) обратная схема подачи, кислородная завеса:

$$\bar{m}_{\text{зав}} = 0.8, \alpha_{\text{форс}} = 0.1, \alpha_{\Sigma} = 1.5;$$

3.5.2. Численное исследование характеристик на газогенераторном режиме работы РДМТ.

Еще одним этапом исследования применимости разработанной математической модели стало исследование распределения параметров в КС РДМТ при следующем режиме работы: в форсунки подается только газообразный метан, весь расход окислителя идет на завесное охлаждение стенок КС. Такой режим работы не может обеспечить высоких интегральных параметров (тяги двигателя, удельный импульс, давление в КС), но является важным для тестирования математической модели и определения границ ее применимости. Кроме того, на таком режиме может быть осуществлен длительный огневой запуск с выходом двигателя на стационарный режим работ по температуре без опасности быстрого прожига стенки камеры сгорания модельного образца РДМТ.

На *Рисунке 6б* показано поле температур в сечении КС при газогенераторном режиме подачи компонентов. Фронт пламени отодвинут от ядра к периферии КС, и процесс смешения и горения компонентов осуществляется преимущественно на острой кромке юбки с дальнейшим смыканием в сужающейся части. Газообразная кислородная завеса не успевает перемешаться с ядром потока. Судя по представленной картине горения компонентов, температура продуктов сгорания вблизи огневого днища и стенок КС имеют температуру значительно ниже максимальной рабочей температуры материала $T=1400\text{K}$.

Рассмотренный газогенераторный режим работы должен обеспечить долговременную работу двигателя в непрерывном режиме при огневых экспериментах и позволить выйти на стационар по температуре для определения качественной картины распределения температур на поверхности КС. Очевидно, что имеющаяся незначительная неравномерность распределения компонентов по смесительной головке и, следовательно, асимметричность фронта пламени может оказать влияние на появление зон повышенных температур стенки. Хотя моделирования рабочих процессов в КС происходит без учета теплообмена со

стенкой и окружающей средой, наличие зон повышенных температур вблизи стенки камеры сгорания и огневого днища станет дополнительным фактором, позволяющим оценить сходимость численного решения и натурального эксперимента.

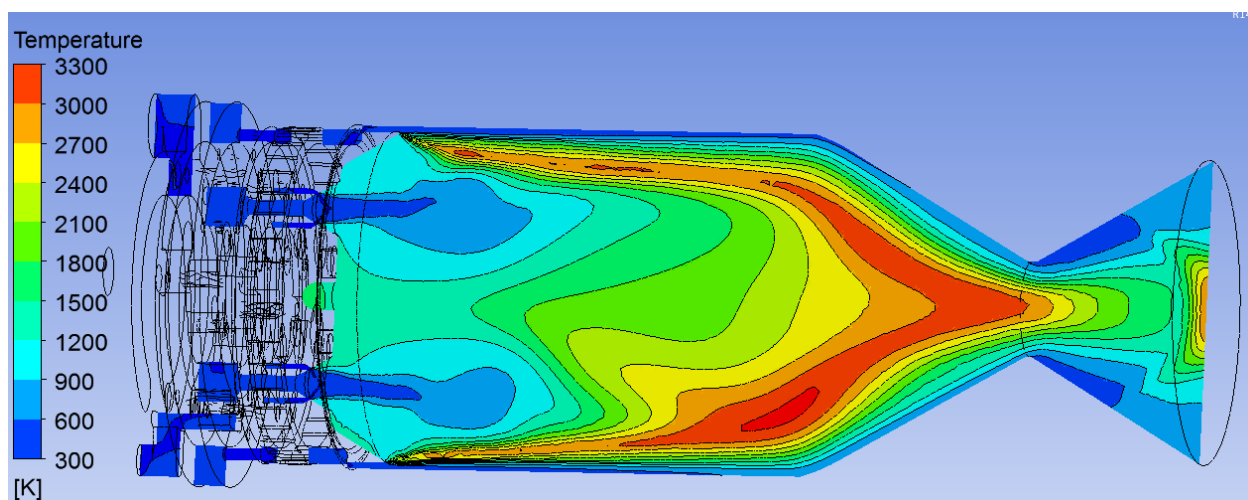


Рисунок 66. Поля температур по сечению КС при исследовании газогенераторного режима: $\dot{m}_{CH_4} = 3.5 \text{ г/с}$, $\dot{m}_{O_2} = \dot{m}_{зав} = 60.5 \text{ г/с}$

3.6. Алгоритм исследования рабочих процессов в РДМТ.

Можно сформировать следующий алгоритм численного исследования рабочих процессов в РДМТ с шестифорсуночной смесительной головкой и использованием газообразного кислородно-метанового топлива (Рисунок 67).

Первым этапом исследования является моделирование течения компонентов в смесительной головке. Идеальным является случай равномерного распределения компонентов по форсуночной головке, однако в реальности такое распределение получить сложно. Это связано с ограничениями и особенностями РДМТ на несамовоспламеняющихся компонентах топлива – в основном, с малыми геометрическими размерами и необходимостью размещения системы воспламенения компонентов в ограниченном объеме смесительной головки.

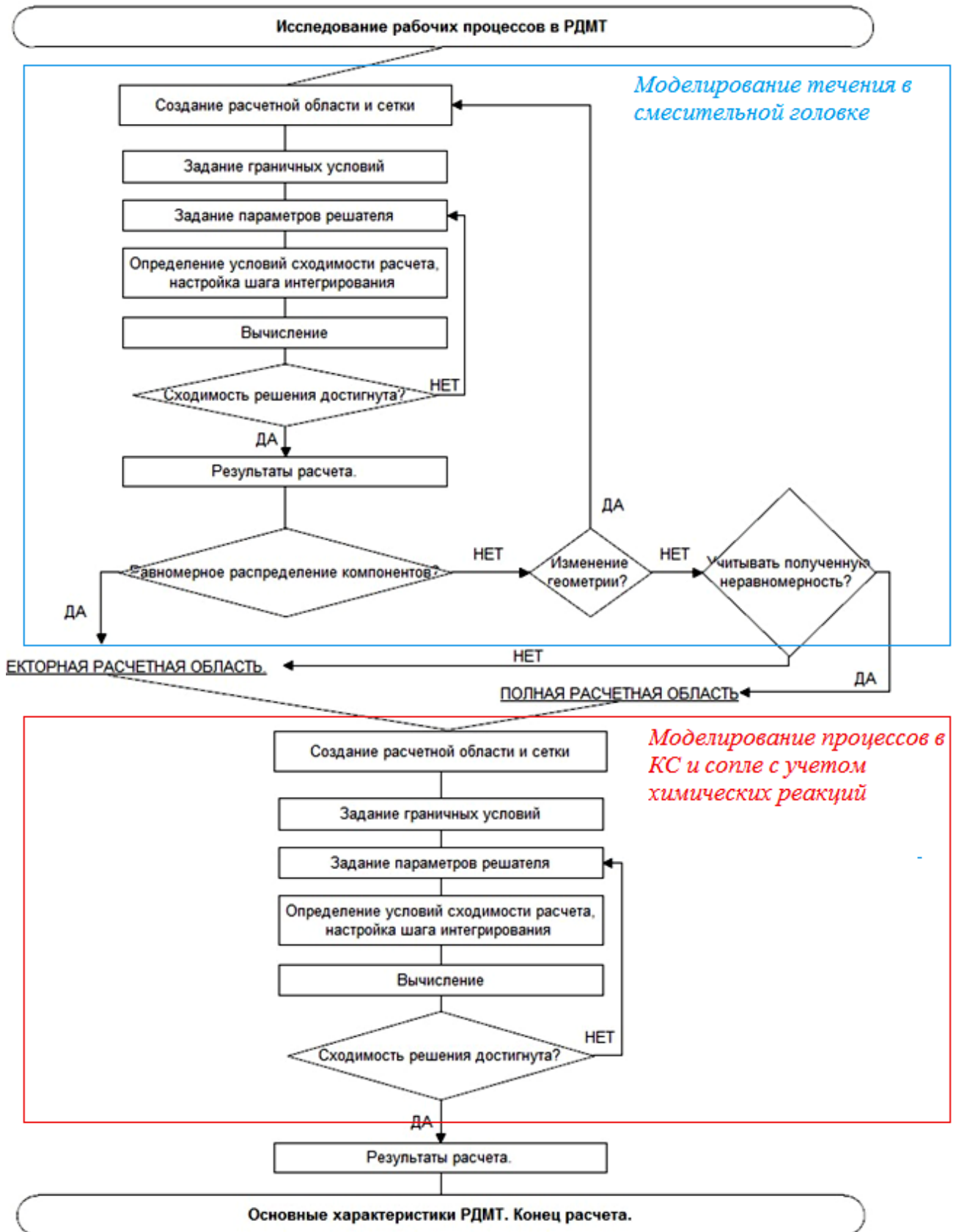


Рисунок 67. Алгоритм исследования рабочих процессов в РДМТ

Небольшая неравномерность, полученная при моделировании течения в смесительной головке, может быть проигнорирована в случае, если мы стремимся получить интегральные характеристики разработанного двигателя для предварительной оценки эффективности смешения и горения в КС РДМТ разработанной конструкции. Тогда дальнейшее решение идет по пути моделирования процессов в секторной области КС РДМТ. В данной работе применялось моделирование в расчетной области 1/6 части КС с одним смесительным элементом. Здесь в качестве допущения было принято распределение компонентов равномерным, расход в 1 форсунку равнялся 1/6 части общего расхода компонентов, идущего на смесительную головку. Такой подход позволяет снизить временные затраты и затраты компьютерных мощностей, так как при моделировании в секторной расчетной области количество элементов сетки может быть менее 100000. Это дает большое преимущество в использовании такого подхода в качестве инженерной методики оценки разработанной конструкции.

Однако для получения полной картины взаимодействия компонентов по всем направлениям смешения и горения, в частности между соседними форсунками, и учетом возможной неравномерности распределения, необходимо моделирование процессов проводить в полноразмерной постановке, включающей расчетные области КС и гидравлической части смесительной головки. Такой расчет позволит определить локальные зоны перегрева, связанные с указанной неравномерностью подвода компонентов в форсунки и предотвратить материальные потери в ходе длительных огневых экспериментов. Сложность применения этого подхода заключается в требуемых больших вычислительных мощностях и увеличенных временных затратах, так как при исследовании рабочих процессов в полной постановке количество ячеек в расчетной сетке приближается к 6 млн. Однако в ходе выполнения данного исследования рабочих процессов в РДМТ выявлены такие параметры настроек решателя и шага интегрирования для уравнений в математической модели, что сходимость расчета

достигается за 300-400 итераций и решение получается относительно быстро. Таким образом, этот подход также может быть использован как инженерная методика исследования рабочих процессов в РДМТ.

ГЛАВА 4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК РДМТ

4.1. Описание стенда огневых испытаний ЖРД МТ в атмосферных условиях.

Огневой стенд на кафедре «Ракетные двигатели» факультета «Двигатели летательных аппаратов» МАИ (НИУ) предназначен для выполнения задач широкого профиля. Схематичный план огневого стенда представлен на *Рисунке 68*. Основными особенностями работы стенда являются:

- ✓ Возможность проведения гидравлических холодных испытаний;
- ✓ Возможность работы на длительных и импульсных режимах при проведении огневых испытаний в условиях атмосферы;
- ✓ Ресурсные испытания РДМТ (до 475 секунд, из расчета расхода метана 20 г/с и массы метана в баллонах 9.5 кг);
- ✓ Автоматизированная система управления стендом, регистрации тяговых и энергетических характеристик РДМТ, регистрация теплового состояния стенок камеры сгорания РДМТ в режиме реального времени и обработки данных;
- ✓ Использование различных экологически чистых топливных пар, которые включают в себя как жидкие, так и газообразные компоненты: высококонцентрированная перекись водорода + керосин, кислород + керосин, кислород + метан, кислород + водород;
- ✓ Регулирование расходов компонентов «О», «Г» и расхода компонента, идущего на завесное охлаждение;
- ✓ Система видеотрансляции с применением web-камер и высокоскоростных камер;
- ✓ Возможность оценки температурного поля с помощью тепловизора.

Огневой стенд работает по вытеснительной схеме, оснащен приточно-вытяжной вентиляционной системой с ежеминутной заменой объема газа в

огневом боксе после запуска двигателя, а также автоматической системой аварийного пожаротушения.

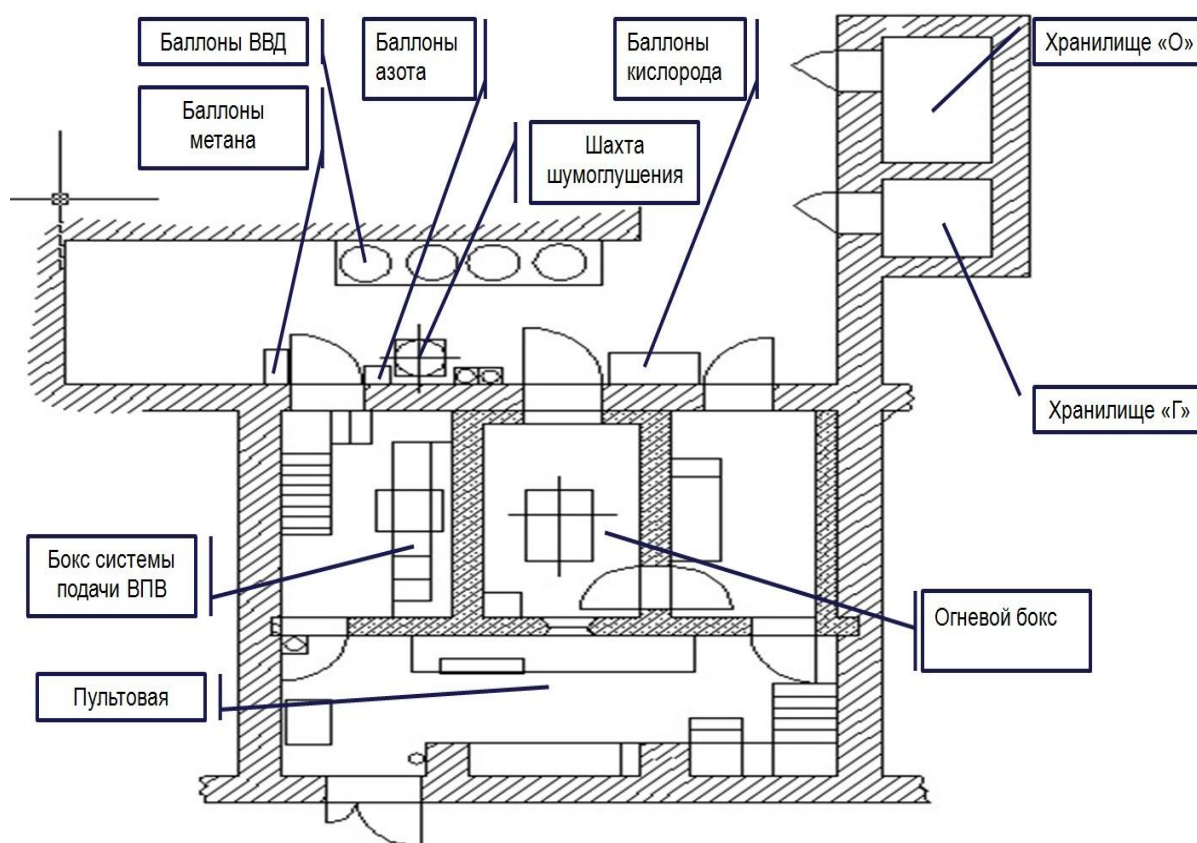


Рисунок 68. Планировка огневого стенда

В основные системы стенда входят:

- Система подачи О
- Система подачи Г
- Система измерения тяги
- Измерительно-информационная система (ИИС)
- Система измерения расходов, давлений и температур на современных датчиках

Стенд огневых испытаний использовался в данной работе для:

1. Отладки режимов работы экспериментального РДМТ 200...250Н по соотношению компонентов, расходу на завесу, суммарным расходам компонентов;

2. Верификации разрабатываемой математической модели рабочих процессов в РДМТ посредством проведения кратковременных огневых пусков с фиксацией основных характеристик двигателя
3. Определения температурного поля конструкции РДМТ
4. Проведения зачетных экспериментов по определению выходных характеристик двигателя (в том числе для дальнейшего их пересчета на пустотные значения)

4.1.1. Система подачи горючего

Магистраль подачи горючего состоит из набора трубок нержавеющей стали переменного диаметра с установленной на них арматурой (Рисунок 69). Газообразный метан высокой чистоты, используемый для проведения огневых испытаний, подается в бокс из баллонов метана под давлением до 15 МПа. Взрывоопасность метана требует введения систем для организации безопасной работы на стенде.

Метан подается в бокс с помощью клапана *КП1* (Рисунок 69), который работает асинхронно с дренажным клапаном *КД1*. При закрытии клапана *КП1*, автоматически производится дренаж компонента из всей магистрали в атмосферу. В баллонной, а также по длине всей магистрали установлены сигнализаторы концентрации метана. При превышении установленной допустимой концентрации и срабатывании одного из датчиков автоматически происходит закрытие клапана подачи *КП1* и открытие дренажного клапана *КД1*.

Измерение секундного массового расхода метана производится термомассовым расходомером *РР1*. Регулирование расхода осуществляется с помощью редуктора с электроприводом *КР1*.

После клапана подачи магистраль горючего разделяется на две ветви: магистраль завесы и магистраль форсунок горючего. Однако из-за ограниченных пределов измерения массового расхода горючего (до 15 г/с), завесная магистраль не использовалась.

С помощью датчиков *ДД1* и *ДД2* контролируется давление газа в баллонах и давление подачи компонента на входе в двигатель соответственно.

Магистраль СН₄

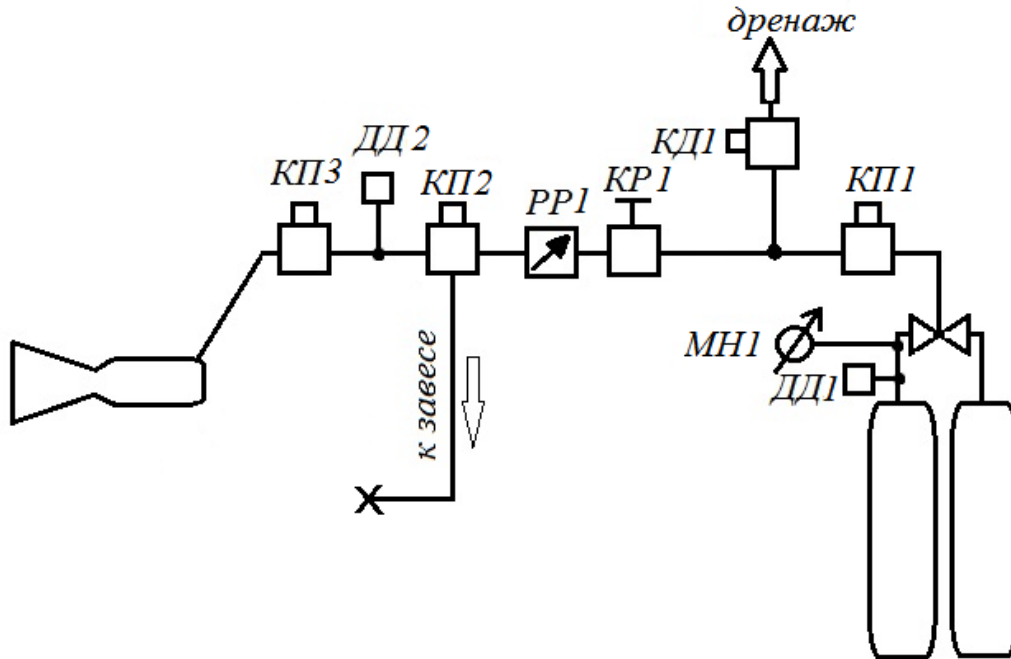


Рисунок 69. Пневмогидравлическая схема магистрали метана

4.1.2. Система подачи окислителя.

Магистраль подачи окислителя состоит из набора трубок нержавеющей стали переменного диаметра с установленной на них арматурой (*Рисунок 70*). Газообразный кислород подается в огневой бокс из баллонной рампы под давлением до 15 МПа. После клапана подачи *КП4* магистраль окислителя, по аналогии с магистралью горючего, разделяется на две независимые ветви: подача компонента в форсунки и подача компонента в завесу.

Регулирование основного расхода кислорода может производиться с помощью пневмоуправляемого редуктора *КР2*. Во время проведения экспериментов редуктор *КР2* установлен на постоянный максимальный расход окислителя (<75 г/с), точная регулировка массового секундного расхода компонентов на форсунки и в завесу осуществляется редукторами с электроприводом *КР4* и *КР3* соответственно. Измерение производится тремя

термомассовыми расходомерами $PP2$, $PP3$ и $PP4$ для общего расхода, расхода на завесу и расхода на форсунки соответственно. С помощью датчиков давления $ДД5$ и $ДД6$ контролируется давление подачи компонента в смесительную головку.

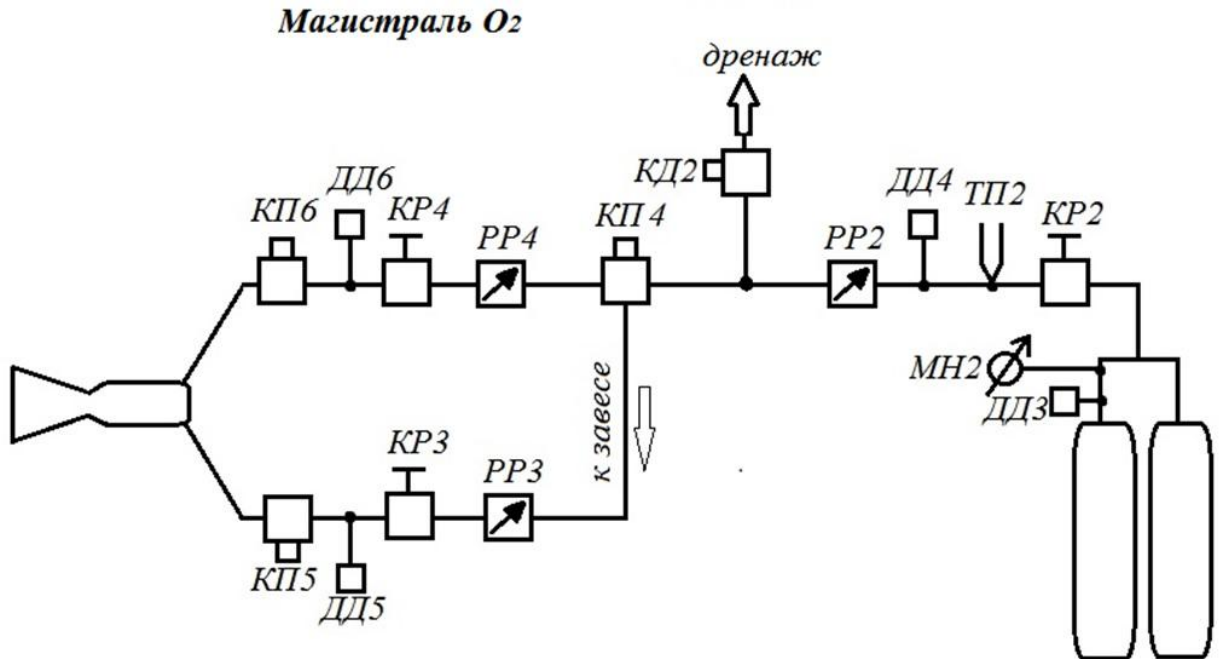


Рисунок 70. Пневмогидравлическая схема магистрали кислорода.

По показаниям датчика $ДД3$ и манометра $МН2$ определяют давление в баллонной рампе до и после испытаний. Для дренажа кислорода из магистрали после окончания испытаний или в случае аварийной ситуации предусмотрен дренажный клапан $КД2$.

4.1.3. Система измерения тяги.

Для измерения силы тяги в динамичном режиме работы используется силоизмерительное устройство СИУИ1500 [48,49]. На нем закрепляется испытываемый РДМТ с трубопроводами подачи компонентов топлив. СИУИ1500 уравнивает вектор тяги, создаваемой КС во время запуска РДМТ при огневых стендовых испытаниях, передает осевую составляющую вектора тяги на динамометры. СИУИ1500 позволяет проводить измерение силы тяги при импульсных циклических испытаниях КС. В совокупности с измерительно-вычислительным комплексом тягоизмерительное устройство обеспечивает

определение измеряемой силы тяги КС с коррекцией значений измеренных усилий от влияния факторов, действующих на СИУИ1500 в ходе ОСИ КС.

4.1.4. Система измерения давления, расходов и температур

В систему измерения входят следующие датчики:

- кориолисовые массовые расходомеры (Bronkhorst High-Tech CORI-FLOW[50]);
- турбинные расходомеры (Hoffer Flow Controls);
- термомассовые расходомеры (Bronkhorst High-Tech IN-FLOW);
- дифференциальные расходомеры;
- датчики давления:
 - тензометрические (ЗАО ОРЛЭКС, Sensys Corp[51]);
 - пьезоэлектрические (НИИ ФИИ г. Пенза);
- термометры сопротивления для определения температуры компонентов и конструкции;
- датчики тока клапанов.

В таблице 1 представлен список измеряемых параметров. Для измерения давления используются два типа датчиков:

- высокочастотные (1000 Гц), но с большей ошибкой (0,5%)
- низкочастотные (1-10 Гц), но с высокой точностью (0,03%)

Таблица 18. Таблица измеряемых и регистрируемых параметров

Наименование параметра, условное обозначение, единица измерения	Диапазон измерения	Погрешность измерения	Частота регистраций, Гц
Давление в камере сгорания, P_K , МПа	0,098...2,5	$\pm 0,5 \%$	1000
	0,098...4	$\pm 0,03 \%$	100
Давление наддува расходного бака окислителя, $P_{Б,О}$, МПа	0,098...4	$\pm 0,03 \%$	100

Наименование параметра, условное обозначение, единица измерения	Диапазон измерения	Погрешность измерения	Частота регистраций, Гц
Давление наддува расходного бака горючего, $P_{Б.Г}$, МПа	0,098...4	$\pm 0,03$ %	100
Давление окислителя на входе в двигатель, $P_{вх.О}$, МПа	0,098...4	$\pm 0,03$ %	100
		$\pm 0,5$ %	1000
Давление горючего на входе в двигатель, $P_{вх.Г}$, кгс/см ²	0,098...4	$\pm 0,03$ %	100
		$\pm 0,5$ %	1000
Давление окружающей среды, $P_{ос}$, мм рт. ст.	730...780	± 1 %	—
Расход окислителя, г/с	0...70	$\pm 0,5$ %	100
Расход горючего, г/с	0...100	$\pm 0,5$ %	100
Температура окислителя на входе в двигатель, $T_{вх.О}$, К	278...398	$\pm 2,5$ %	10
Температура горючего на входе в двигатель, $T_{вх.Г}$, К	278...398	$\pm 2,5$ %	10
Температура конструкции, $T_{констр}$, К	273...1373	± 50	1—10
Ток клапана О, А	0...0,5	$\pm 0,03$	1000
Ток клапана Г, А	0...0,5	$\pm 0,03$	1000
Напряжение питания клапанов, U, В	0...30	± 2 %	1000

4.1.5. Автоматизированная система управления стендом, сбора и обработки данных.

Стендовая измерительно-информационная система представляет собой совокупность средств измерений, объединенных общим алгоритмом функционирования. Она предназначена для автоматического получения информации от двигателя и стендовых систем, преобразования, использования

для управления режимами работы двигателя, а также представления измерительной информации в удобной для пользователя форме [52,53].

Стендовая ИИС обеспечивает высокую точность и надежность средств измерений. Позволяет автоматизировать управление аппаратурой, дает возможность визуального контроля параметров двигателя и стендовых систем по выбору оператора-испытателя. Возможна выборочная обработка информации в темпе испытаний. Измерение значений и обработка полученной информации идет в режиме единого времени. Система обеспечивает защиту двигателя при достижении критических значений параметров, высокую помехозащищенность средств измерений и каналов сбора и передачи информации. Структурная схема ИИС представлена на *Рисунке 71*.

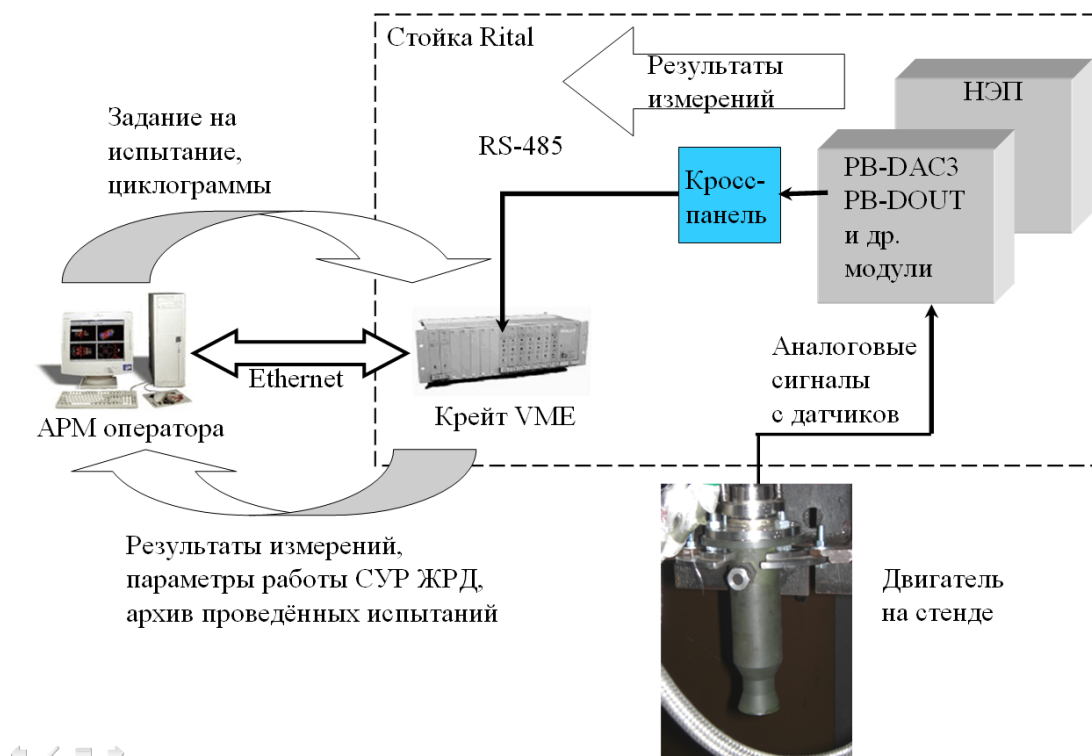


Рисунок 71. Структурная схема ИИС.

Условно ИИС можно разделить на следующие подсистемы:

- Измерительная подсистема, получающая значения температур поверхности стенки ЖРДМТ, давлений в трубопроводах и КС двигателя, токов и напряжений клапанов, тяги ЖРД, расходов компонентов;

- Подсистема сбора данных, позволяющая собирать результаты измерений как аналоговых, так и дискретных величин, поступающих с датчиков;
- Подсистема управления, осуществляющая испытания в ручном и автоматическом режимах по заданной циклограмме;
- Подсистема контроля испытаний в реальном времени, отслеживающая все измеряемые параметры, отображающая их в удобном для экспериментатора виде (таблицы, графики);
- Подсистема формирования отчетов о проведенных испытаниях, печати и архивирования протоколов экспериментов.
- Подсистема трансляции испытаний в режиме реального времени.

В аппаратно-программном комплексе применяется следующее программное обеспечение (ПО):

- ПО ExperimentAllyser отвечает за связь с контроллером ИИС, является общим сервером данных и осуществляет передачу управляющих сигналов с ПО в контроллер;
- ПО OscilAllyser используется для проверки преобразованных аналоговых сигналов и настройки датчиков;
- ПО Wonderware SCADA-Intouch осуществляет контроль и частичное управление испытаниями в удобном графическом интерфейсе;
- ПО ExperimentManager служит для задания программы испытаний и циклограмм, и отвечает за общее проведение испытаний.

Управление стендом осуществляется в автоматическом режиме через систему фирмы Wonderware SCADA InTouch. SCADA (аббр. от англ. Supervisory Control And Data Acquisition, диспетчерское управление и сбор данных) – система контроля и управления процессом с применением ЭВМ. SCADA InTouch - программное обеспечение для разработки интерфейса человек-машина (HMI). HMI позволяет контролировать и управлять всеми объектами и системами, используя графические объекты, и включает:

- отображение параметров для управления сигналами;
- отображение текущих и исторических трендов;
- отображение и регистрацию аварийных сигналов.

Исполнительная система InTouch поддерживает базу данных текущих значений процесса. Значения параметров собираются и обрабатываются на нескольких компьютерах, использующих распределенную структуру программного обеспечения. Автоматически выполняются преобразования инженерных единиц собранных данных и обратные преобразования инженерных единиц для задания управляющих установок.

НМИ-интерфейс для огневого стенда ЖРДМТ показан на *Рисунке 72*. В интерфейсе представлена схема пневмо-гидравлической системы с основными измерительными параметрами:

- давление в баках компонентов;
- статическое и динамическое давление в магистрали;
- массовые расходы компонентов;
- температуры компонентов в магистрали;
- токи клапанов двигателя;
- тяга двигателя;
- температуры конструкции двигателя.

Программное обеспечение обеспечивает мониторинг основных измеряемых величин во время и после проведения эксперимента с заданным интервалом опроса. Интерфейс позволяет запускать нужные циклограммы в ходе одного эксперимента. По окончании испытания формируется отчет в сжатой и в полной формах с задаваемым шагом по времени.

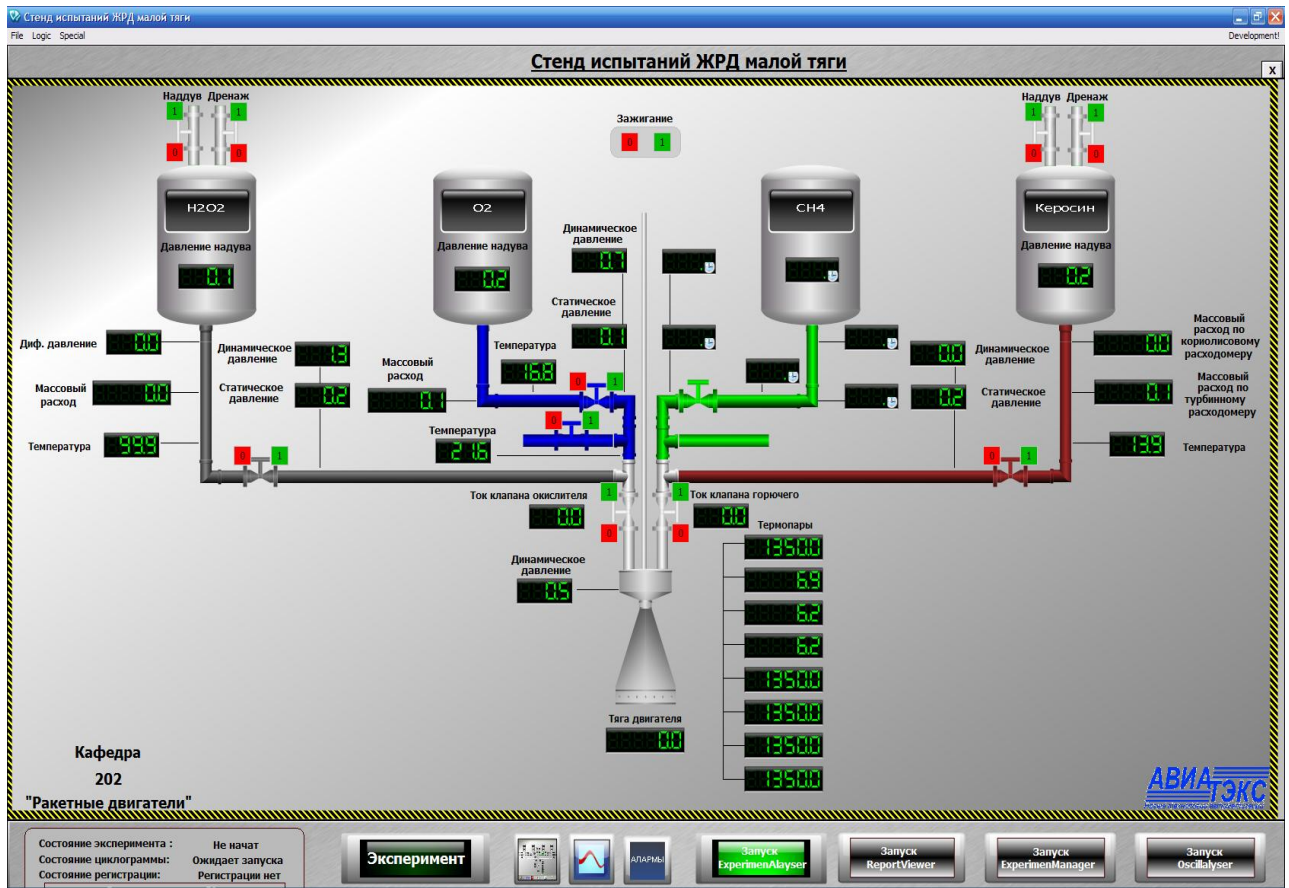


Рисунок 72. Интерфейс программы SCADA-Intouch

4.2. Проведение огневых испытаний.

Экспериментальное исследование характеристик рабочего процесса в разработанном РДМТ тягой 200...250Н происходило на различных рабочих режимах по расходам компонентов. Измеряемые параметры: расходы компонентов, давление компонентов перед смесительной головкой, давление в КС, тяга, температуры на стенке КС.

Можно выделить три основных этапа экспериментов:

- испытания с «нормальным» режимом подачи компонентов;
- испытания с «обратной» подачей компонентов;
- газогенераторный режим работы, когда весь расход кислорода идет на охлаждение стенок.

4.2.1. Первый этап огневых экспериментов. Кратковременные пуски для верификации математической модели.

На первом этапе экспериментального исследования (РЕЖИМ №1) проводились кратковременные запуски (продолжительность пуска 0.8–1.8с) на различных расходах. Этот предварительный этап необходим для получения экспериментальных данных для верификации разработанной математической модели и проведения ее настройки (корректировке эмпирических коэффициентов).

При проведении экспериментов использовалась камера сгорания с приведенной длиной $L_{пр}=0,933м$.

В центральную часть форсунки подается метан, по периферии – кислород. Завесное охлаждение осуществляется газообразным кислородом.

Расходы компонентов варьируются в диапазоне: для газообразного метана $\dot{m}_{CH_4} = 3,4 \dots 10,5$, для газообразного кислорода $\dot{m}_{O_2} = 7,7 \dots 24,6$. По результатам проведенного расчетного исследования выбранный расход кислорода на завесное охлаждение $\bar{m}_{зав} = 0,51 \dots 0,67$.

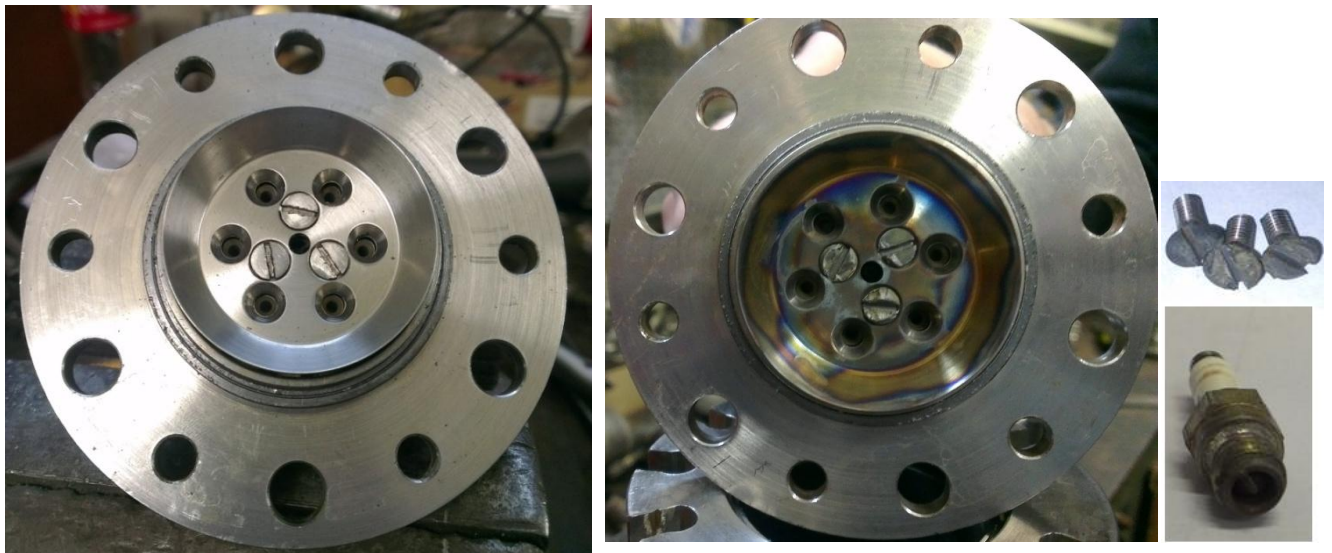
Результаты первого этапа экспериментов приведены в *Таблице 19*.

Таблица 19. Параметры, полученные в ходе проведения первого этапа экспериментальных исследований

№	t, с	\dot{m}_{O_2} , г/с		\dot{m}_{CH_4} , г/с	\dot{m}_{Σ} , г/с	p_k , $\cdot 10^5$ Па	$\alpha_{форс}$	α_{Σ}	$\bar{m}_{зав}$
		форсунки	завеса	форсунки					
1	0,8	24,6	34,3	9	67,9	10,50	0,69	1,64	0,51
2	0,8	22,2	34,78	9,5	66,48	9,92	0,59	1,50	0,52
3	0,8	7,7	36,8	10,5	55	8,50	0,18	1,06	0,67
4	0,8	16,4	36,3	9,4	62,1	9,96	0,44	1,41	0,58
5	0,8	16,4	37,6	9,4	63,4	10,20	0,44	1,44	0,59
6	0,8	16,2	37,6	9,7	63,5	10,37	0,42	1,39	0,59
7	0,8	16,1	37	9,6	62,7	10,50	0,42	1,39	0,59

№	t, с	\dot{m}_{O_2} , г/с		\dot{m}_{CH_4} , г/с	\dot{m}_{Σ} , г/с	p_k , $\cdot 10^5$ Па	$\alpha_{\text{форс}}$	α_{Σ}	$\bar{m}_{\text{зав}}$
		форсунки	завеса	форсунки					
8	0,8	15,7	33,1	9,5	58,3	10,57	0,41	1,29	0,57
9	0,8	15,8	33,8	4,3	53,9	8,20	0,92	2,89	0,63
10	0,8	19,9	37	3,4	60,3	8,76	1,47	4,19	0,61
11	1,8	21,62	39,5	3,95	65,07	8,90	1,37	3,88	0,61
12	1,8	21,3	39,4	3,95	64,65	8,90	1,35	3,85	0,61
13	1,8	21,5	40	3,96	65,46	8,90	1,36	3,89	0,61
14	1,8	21,55	39,6	5,3	66,45	9,80	1,02	2,89	0,60
15	1,8	21,8	39,6	5,2	66,6	9,80	1,05	2,96	0,59

После проведения серии экспериментов на юбке (12X18H10T) видна картина цветов побежалости, центральная часть огневого днища, свеча зажигания и крепежные элементы юбки обгорели, несмотря на кратковременность запусков, что подтверждает наличие высокотемпературных обратных токов и образования зон повышенных температур вблизи юбки (Рисунок 73).



а)

б)

Рисунок 73. Смесительная головка с установленной юбкой до (а) и после проведения серии кратковременных огневых запусков (б)

Первый этап огневых испытаний позволил провести наладку стенда и получить необходимые данные по уровням давлений в КС для верификации

математической модели и ее настройки. Установлено надежное зажигание кислородно-метановой смеси при использовании 6-ти форсуночной смесительной головки без отдельного подвода компонента на свечу. Подтверждено наличие зоны высоких температур вблизи стенки огневого днища (юбки).

4.2.2. Второй этап огневых экспериментов. Обратная подача компонентов в смесительную головку.

После проведения настройки математической модели в численном эксперименте были определены режимы, позволяющие предотвратить чрезмерно быстрый нагрев огневого днища высокотемпературными обратными токами: режим с подачей метана по периферии форсунок и кислорода в центр. Восстановительная среда вблизи стенки юбки позволяет провести более длительные эксперименты (продолжительности пуска 2-5 с).

Вторым этапом экспериментов (РЕЖИМ №2) стало исследование зависимости интегральных характеристик КС (давления p_k и расходного комплекса β) от расходов компонентов при их обратной подаче. По расходному комплексу β можно судить об эффективности экспериментального двигателя (Рисунок 76):

$$\beta = \frac{p_k \cdot F_{кр}}{\dot{m}} \quad (50)$$

При проведении экспериментов на режиме №2 использовались следующие расходы компонентов:

$$\dot{m}_{\text{CH}_4} = 1,58 \div 14,5 \text{ г/с};$$

$$\dot{m}_{\text{O}_2\text{форс}} = 2,43 \div 23,5 \text{ г/с} (\alpha_{\text{форс}} = 0,05 \div 2,05, \alpha_{\Sigma} = 0,79 \div 8,3);$$

$$\dot{m}_{\text{O}_2\text{зав}} = 31,6 \div 49,44 \text{ г/с} (\bar{m}_{\text{зав}} = 0,51 \div 0,78).$$

В ходе экспериментов были установлены юбки из материала БрХ0,8 и 12Х18Н10Т. С использованием юбки из БрХ0,8 проведено 22 пуска общей продолжительностью 62 с, из материала 12Х18Н10Т только 3 эксперимента с суммарным временем 7с. Использование материала БрХ0,8 для юбки позволяет

работать на более жестких режимах по соотношению компонентов на форсунках (большие температуры около огневого днища) и с большим временем подачи компонентов. Результаты проведенных экспериментов представлены в *Таблице 20*.

Таблица 20. Результаты второго этапа экспериментального исследования

№	t, с	\dot{m}_{O_2} , г/с		\dot{m}_{CH_4} , г/с	\dot{m}_{Σ} , г/с	R, Н	p_K , $\cdot 10^5$ Па	$\alpha_{\text{форс}}$	α_{Σ}	$\bar{m}_{\text{зав}}$	Мат-л юбки
		Форс	Завеса	Форс							
1	1	12,98	40	5	57,98		5,77	0,65	2,66	0,69	BrX0,8
2	1	12,95	39,46	1,58	53,99	55	5,67	2,05	8,31	0,73	
3	2	13,09	40,81	8,77	62,67	68	6,25	0,37	1,54	0,65	
4	2	9,83	35,97	14,5	60,3	105	9,00	0,17	0,79	0,60	
5	2	11	37,31	11,71	60,02	91,68	8,42	0,24	1,03	0,62	
6	3	11,83	38,28	11,5	61,61	91,55	8,50	0,26	1,09	0,62	
7	2	2,43	49,44	11,46	63,33	94	8,81	0,05	1,13	0,78	
8	3	12,17	32,16	12	56,33	88,8	8,15	0,25	0,93	0,57	
9	3	12,1	38,26	11,24	61,6	93,5	8,67	0,27	1,12	0,62	
10	3	15,28	48,2	3,47	66,95	73,5	6,67	1,10	4,58	0,72	
11	3	14,56	46,01	3,76	64,33	69	6,62	0,97	4,04	0,72	
12	5	15,01	46,86	3,74	65,61	72,8	6,63	1,01	4,15	0,71	
13	3	13,67	40,06	7	60,73	82,2	7,72	0,49	1,92	0,66	
14	3	14,49	40,09	6,78	61,36	82,7	7,75	0,54	2,02	0,65	
15	3	16,06	39,67	6,55	62,28	85,2	7,93	0,61	2,13	0,64	
16	3	16,97	36,37	6,74	60,08	84,15	7,83	0,63	1,98	0,61	
17	3	18,98	36,2	6,5	61,68	85,8	7,96	0,73	2,13	0,59	
18	3	20,61	35,62	6,35	62,58	87,2	8,00	0,81	2,22	0,57	
19	3	22,14	33,3	6,25	61,69	90,2	8,11	0,89	2,22	0,54	
20	3	22,2	34,8	6,4	63,4	87	8,16	0,87	2,23	0,55	

№	t, с	\dot{m}_{O_2} , г/с		\dot{m}_{CH_4} , г/с	\dot{m}_{Σ} , г/с	R, Н	$p_{к}$, $\cdot 10^5$ Па	$\alpha_{форс}$	α_{Σ}	$\bar{m}_{зав}$	Мат-л юбки
21	4	23,1	35,1	6,45	64,65	88	8,30	0,90	2,26	0,54	
22	4	23,5	31,6	6,55	61,65	87	8,15	0,90	2,11	0,51	
23	2	10,8	42	10,1	62,9	90	8,64	0,27	1,31	0,67	12X18H10T
24	2	11,7	36,4	10,3	58,4	90	8,36	0,28	1,17	0,62	
25	3	9,5	40,8	11,6	61,9	87	8,33	0,21	1,09	0,66	

На этом этапе экспериментов проводилось измерение силы тяги с помощью СИУИ1500 (Рисунок 74). С увеличением давления в КС значения тяги двигателя также растут.

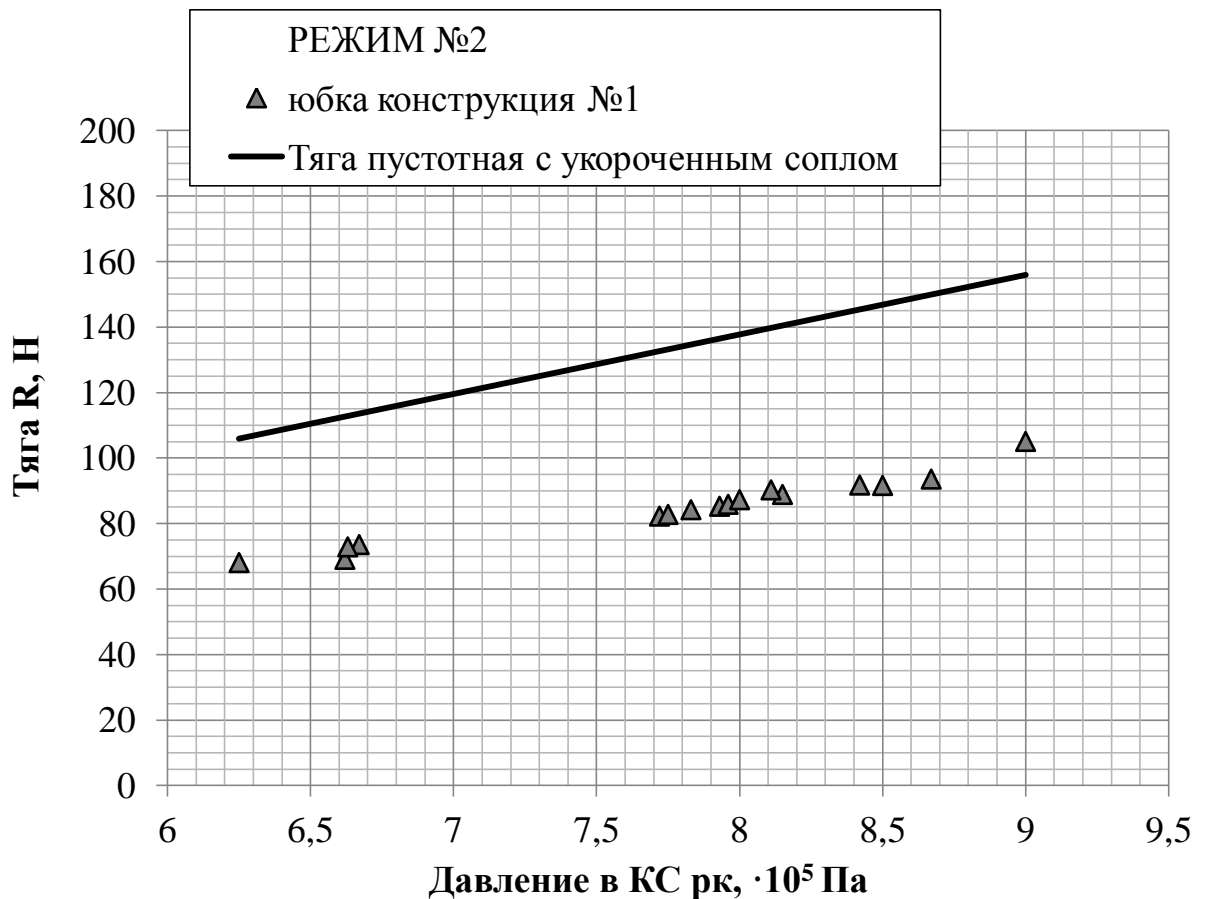


Рисунок 74. Экспериментальные зависимости тяги РДМТ от давления в КС на различных режимах по коэффициенту избытка окислителя и суммарному расходу компонентов

Пересчет значения измеренной тяги на пустотное значение тяги двигателя произведен по формуле [40-37]:

$$R^{vac} = K_{внутр} \cdot p_k \cdot F_{кр} \cdot \varphi_c \quad (51)$$

где $K_{внутр}$ - коэффициент тяги в пустоте, φ_c - коэффициент потерь сопла в вакууме: для укороченного сопла $\varphi_c = 0,82$, для полноразмерного сопла со степенью расширения $\varepsilon=1000$ потери в сопле составляют $\varphi_c = 0,88$. Значение пустотной тяги для расчетного давления в КС $p_k=10^6$ Па в пересчете на полноразмерное сопло $R^{vac}=210$ Н.

Зависимость давления в КС от суммарного расхода компонентов приведены на *Рисунке 75*. При значениях соотношений компонентов близких к стехиометрическим получаем наибольшее значения давления в КС при одинаковых суммарных расходах компонентов.

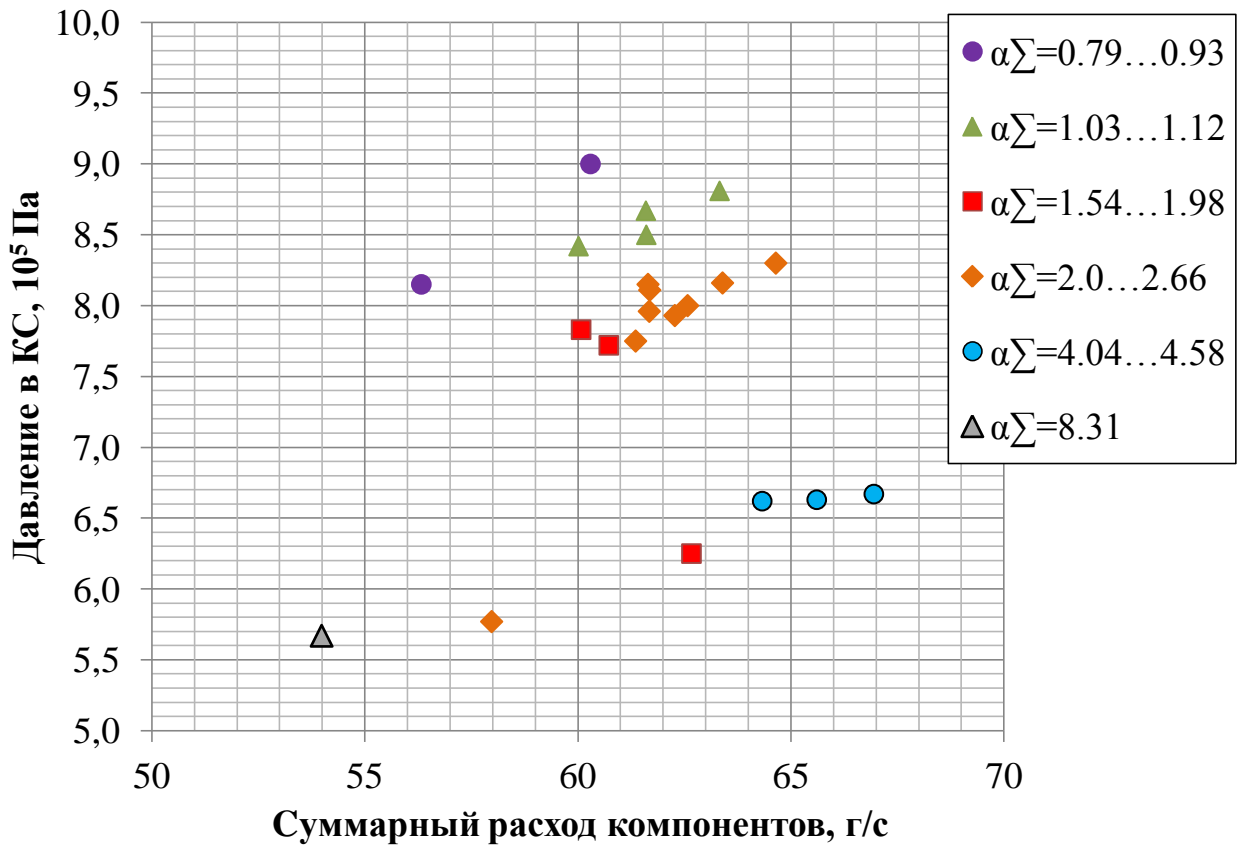


Рисунок 75. Давление в КС при различных расходах компонентов

С увеличением расхода компонента на завесное охлаждение и увеличении α_Σ наблюдается снижение значения комплекса β (*Рисунок 76*).

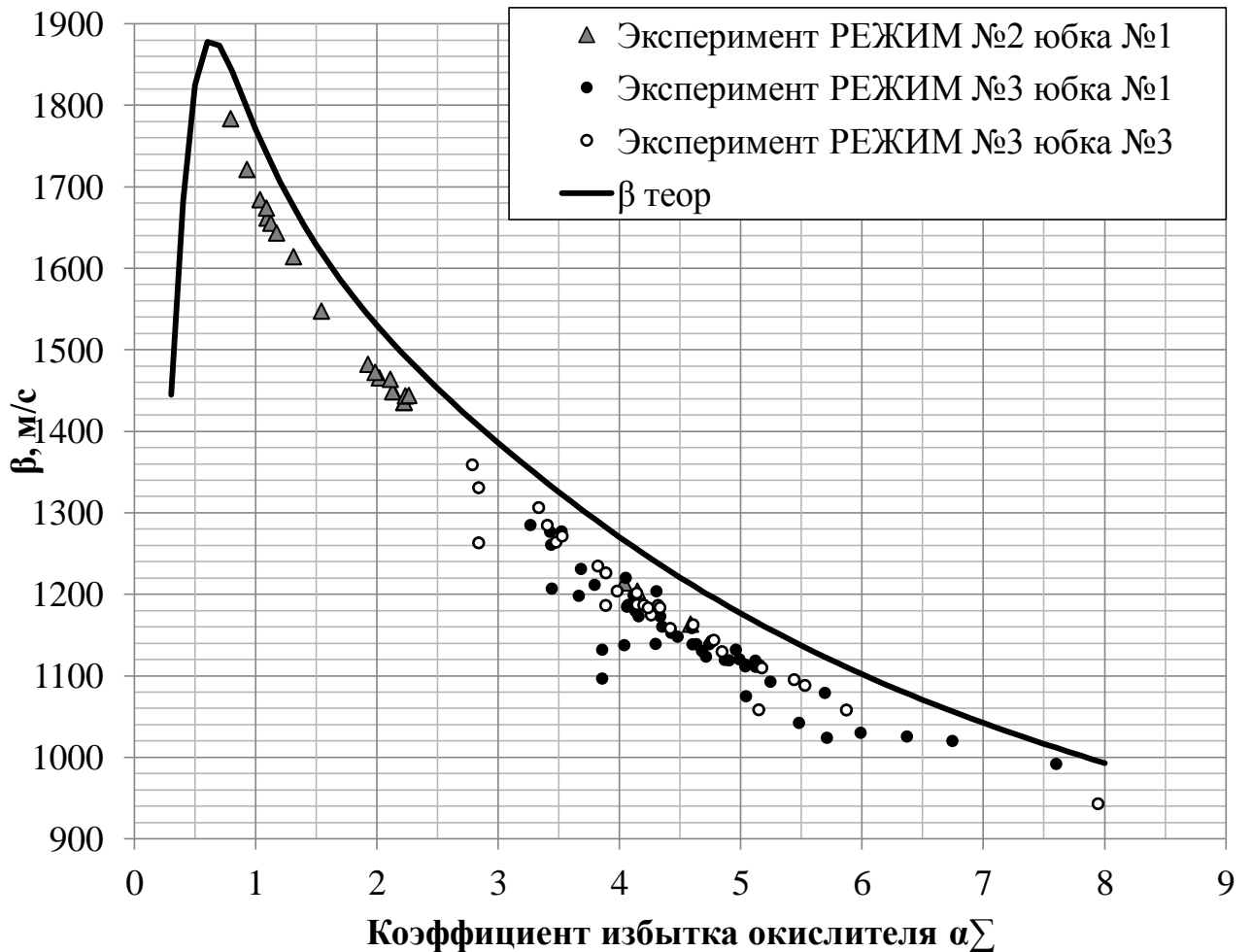


Рисунок 76. Зависимость расходного комплекса β от суммарного коэффициента избытка окислителя в камере на различных режимах.

После проведения серии экспериментов на режиме №2 с использованием стандартной (конусообразной) формы юбки наблюдается изменение цвета юбки из БрХ0,8 и оплавление острой кромки юбки из 12Х18Н10Т (Рисунок 77).

Очевидно, что использование более теплопроводного материала для изготовления конструктивного элемента юбки способствует менее быстрому нагреву огневого днища и оплавлению острых кромок. Также подтверждено, что режим с восстановительной средой в ядре потока и подачей метана по периферии форсунок позволяет проводить более длительные запуски. Однако температура вблизи стенки огневого днища остается выше рабочей температуры материала, что подтверждается оплавлением кромок и изменением цвета юбок. Поэтому

следующий этап экспериментов решено проводить на режиме с подачей только метана на форсунки и использованием всего расхода газообразного кислорода на завесное охлаждение.



а)



б)

Рисунок 77. Состояние юбки после серии экспериментов на режиме №2:

а) БрХ0,8; б) 12Х18Н10Т

4.2.3. Третий этап огневых экспериментов. Газогенераторный режим работы РДМТ.

Создание восстановительной среды вблизи огневого днища в ядре потока и подача всего расхода газообразного кислорода на завесное охлаждение позволит провести огневой запуск с продолжительностью, необходимой для выхода двигателя на стационарный режим по температуре стенки. Такой запуск даст возможность оценить качественно сходимость результатов численного и натурного экспериментов, выявить зоны нагрева стенок камеры сгорания.

На третьем этапе экспериментов исследовалось также влияние формы и материала юбки на эффективность рабочих процессов в КС. Использовались две

конструкции юбки: конструкция №1(коническая) и конструкция №3(сферическая с конфузорными выходными соплами форсунок).

Эксперименты проводились со следующими расходами компонентов:

$$\dot{m}_{\text{CH}_4} = 1,88 \div 5,97 \text{ г/с};$$

$$\dot{m}_{\text{O}_2\text{зав}} = 46,26 \div 74 \frac{\text{г}}{\text{с}} (\bar{m}_{\text{зав}} \geq 0,91)$$

$$\dot{m}_{\Sigma} = 49,63 \div 78,31 \text{ г/с}, (\alpha_{\Sigma} = 2,78 \div 7,95);$$

В ходе проведения экспериментов происходило измерение основных параметров двигателя: расходы компонентов, тяга, давление, температура внешней поверхности стенки. График зависимости тяги от давления в КС при различных расходах компонентов представлен на *Рисунке 78*.

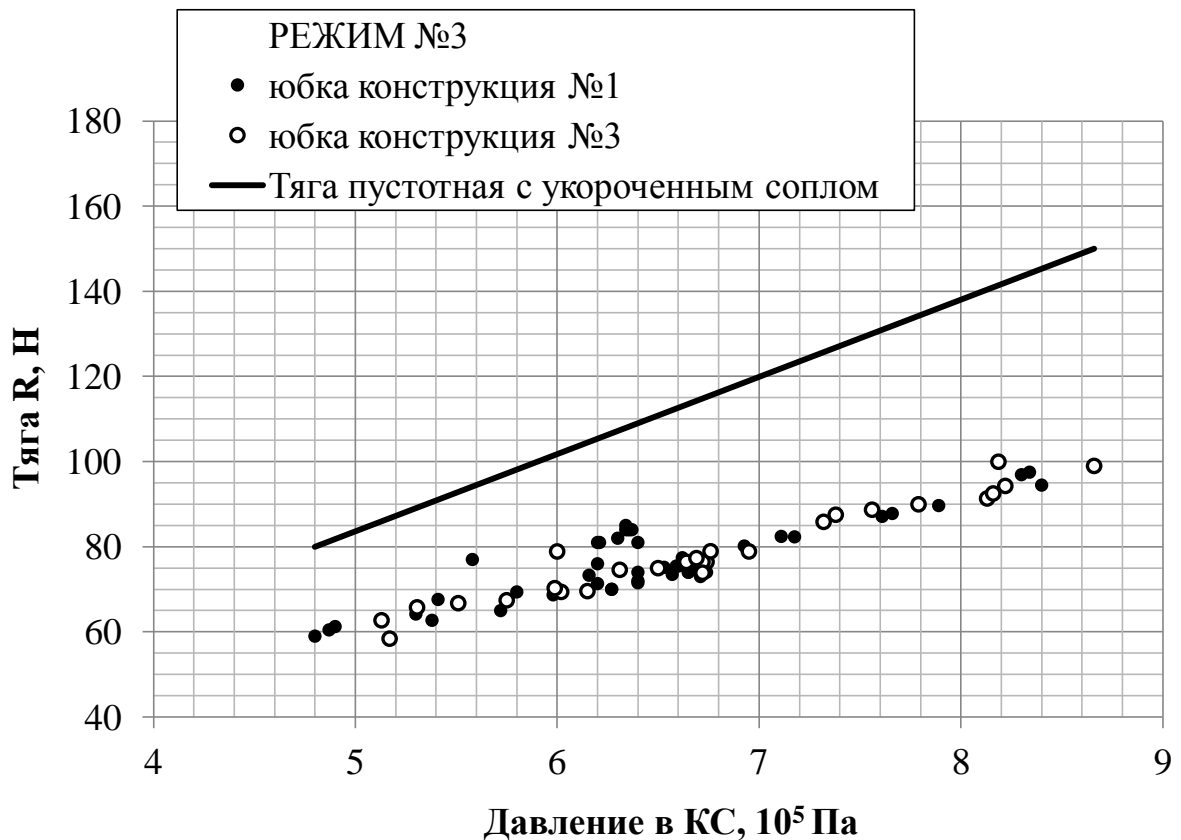


Рисунок 78. Зависимость тяги экспериментального РДМТ от давления в КС при различных расходах компонентов во время огневых испытаний.

На этом режиме было проведено 76 успешных огневых запусков с общей продолжительностью 345 с. Максимальное время работы двигателя с

непрерывной подачей компонентов составило 16 с. Изменения параметров, получаемых во время этого запуска, представлены на *Рисунках 79-Рисунок 81*.

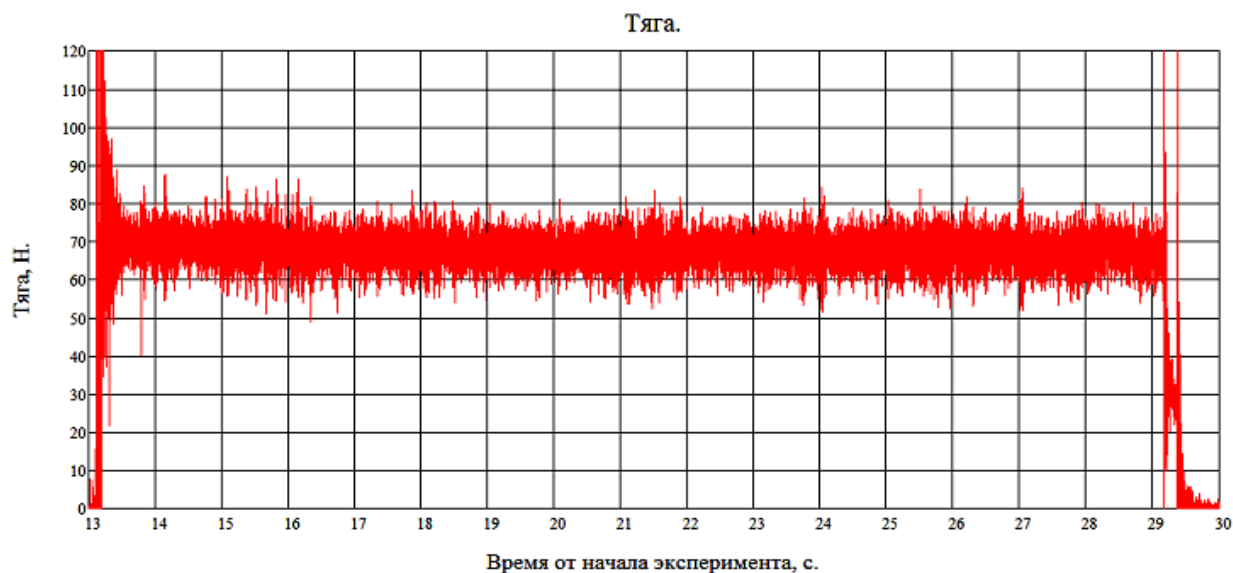


Рисунок 79. Измеряемая тяга РДМТ во время 16-ти секундного огневого запуска.

В ходе длительного огневого запуска давление в КС сгорания составило $6,4 \cdot 10^5$ Па, тяга двигателя была на уровне 70 Н.

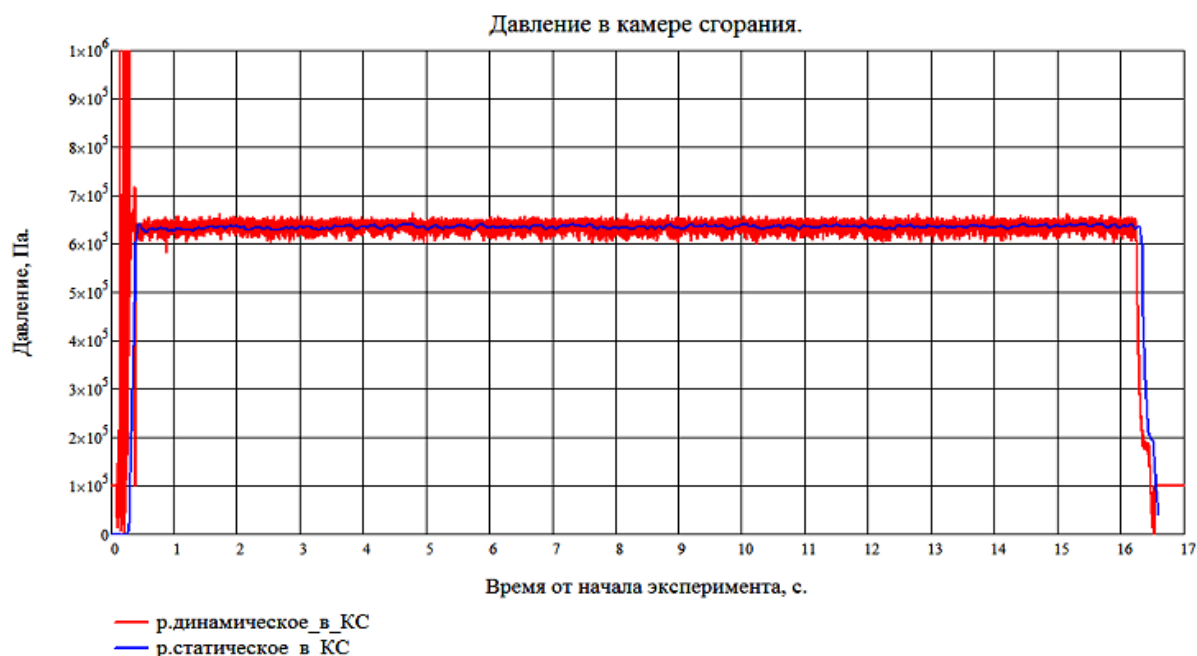


Рисунок 80. Давление в КС во время 16-ти секундного огневого запуска.

На *Рисунке 81* приведены показания термопарных датчиков. Они были установлены на внешней поверхности стенок КС по окружностям на расстояниях от смесительной головки (*Рисунок 82*). Двигатель не успел выйти на

стационарный режим по температуре за 16 секунд, температура стенки с внешней стороны КС по данным одной из термопар (№10) составила 1286К, что приближается к максимальной рабочей температуре материала.

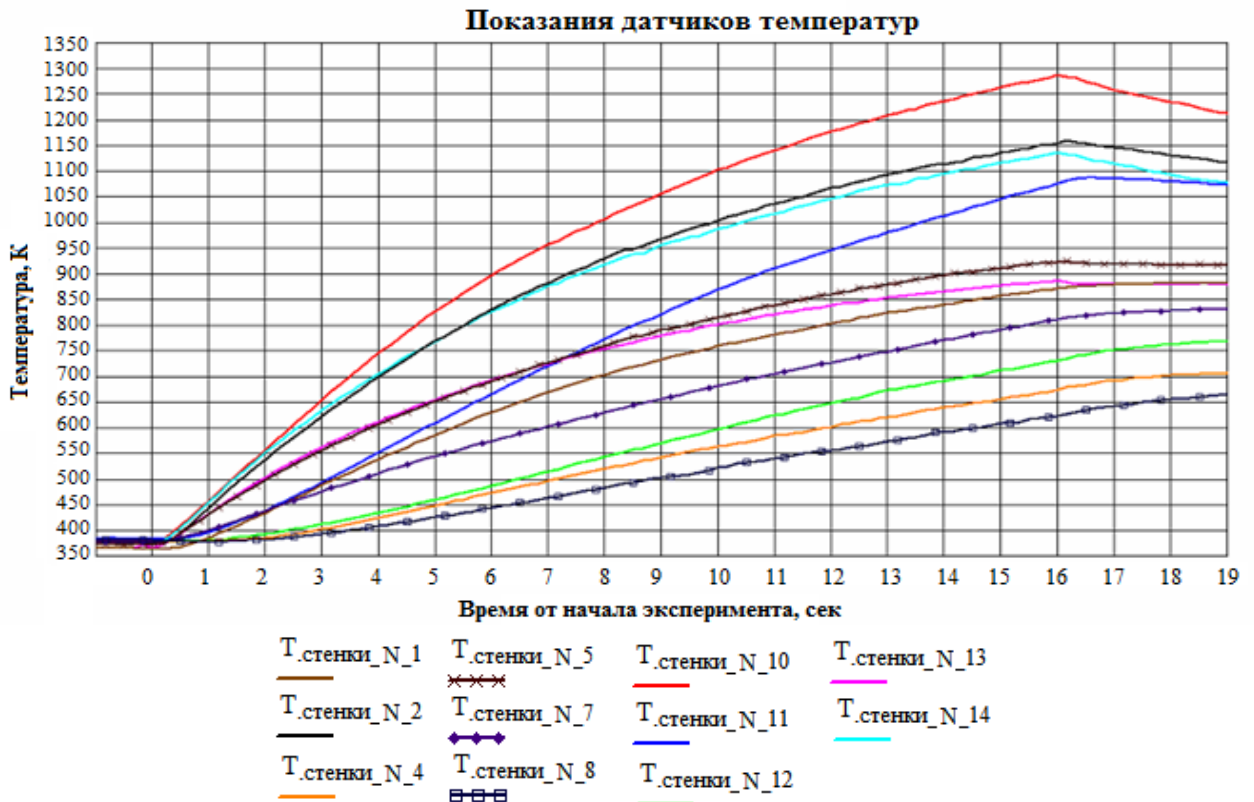


Рисунок 81. Показания термопарных датчиков во время 16-ти секундого огневого запуска.

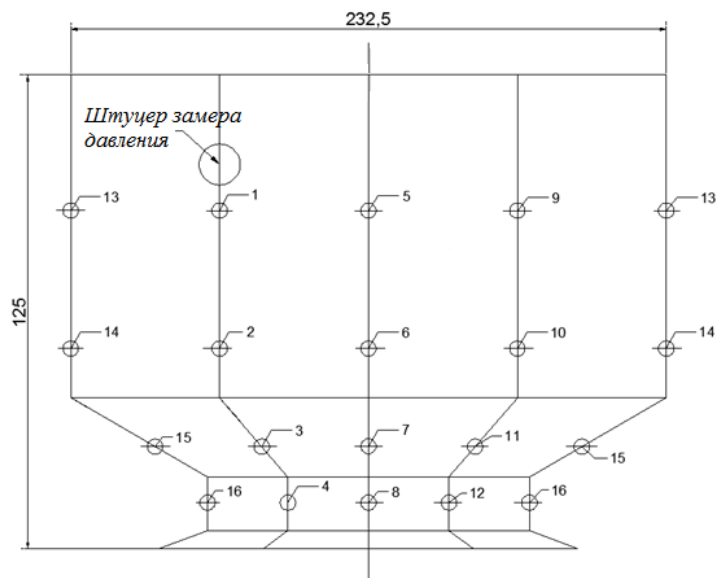


Рисунок 82. Схема установки термопар по поверхности КС в развертке (16-ти секундный запуск, газогенераторный режим)

По графику изменения темпа роста температур (*Рисунок 83*) получаем, что выход двигателя на стационар произойдет на 30-32 секунде при градиенте температур $\sim 4\text{К}$. При этом прогнозные значения температур по двум термопарам, показавшим максимальные значения во время огневого запуска, составят: по термопаре №2 $T_{\text{ст}2} \approx 1320\text{К}$, по термопаре №10 $T_{\text{ст}10} \approx 1500\text{К}$.

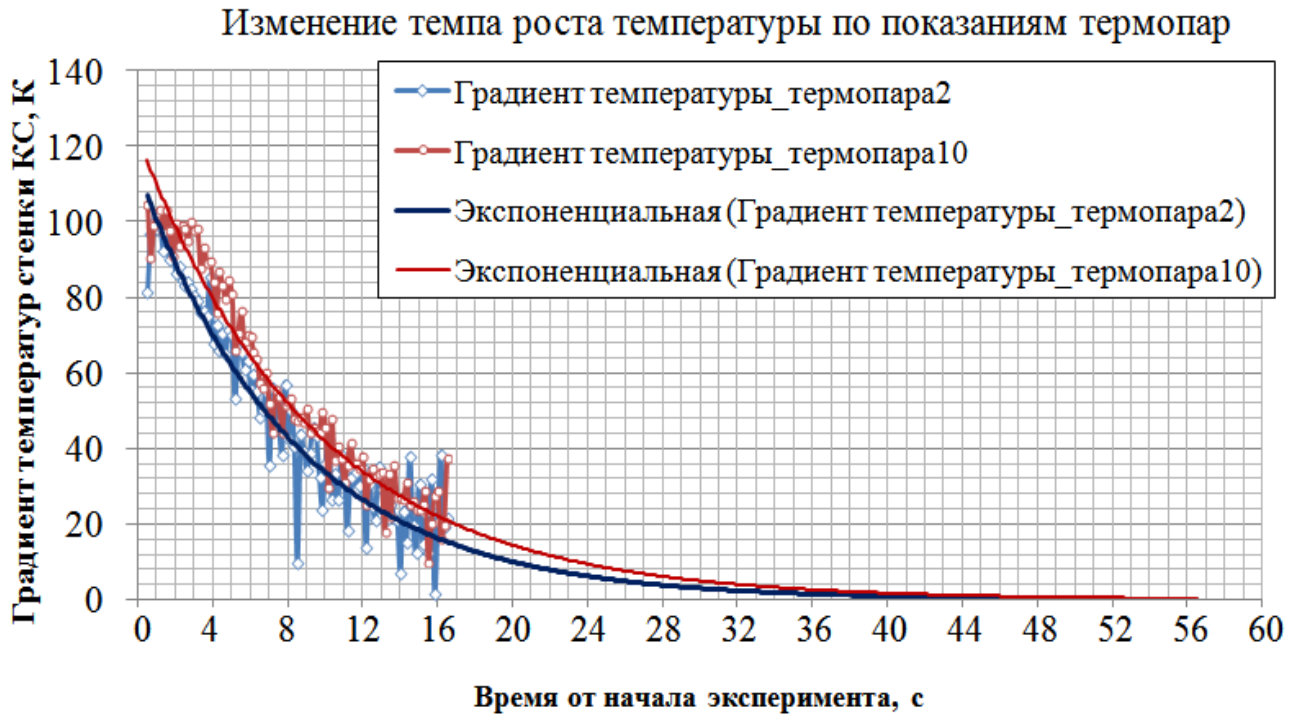


Рисунок 83. Градиент температур по данным двух термопар для 16-ти секундного огневого запуска

По полученному полю температур на внешней поверхности стенки КС проведен расчет тепловых потоков при регулярном тепловом режиме по методике [60] и расчет примерной температуры внутренней поверхности стенки КС со стороны горячих газов. График тепловых потоков и температур представлен на *Рисунке 84*. Квадратами обозначены места установки термопар. Для каждой из термопар получены величины теплового потока и температуры внутренней огневой стенки в зоне установки термопары для времени эксперимента $\sim 16\text{с}$ и времени выхода двигателя на стационар ($\sim 30\text{с}$). Приведенные на графиках значения теплового потока и температур внутренней поверхности стенки КС получены осреднением рассчитанных величин по

окружности. Максимальный тепловой поток получен в районе критического сечения КС как на 16 с, так и на 30с. Максимальные значения температур находятся в докритической части КС.

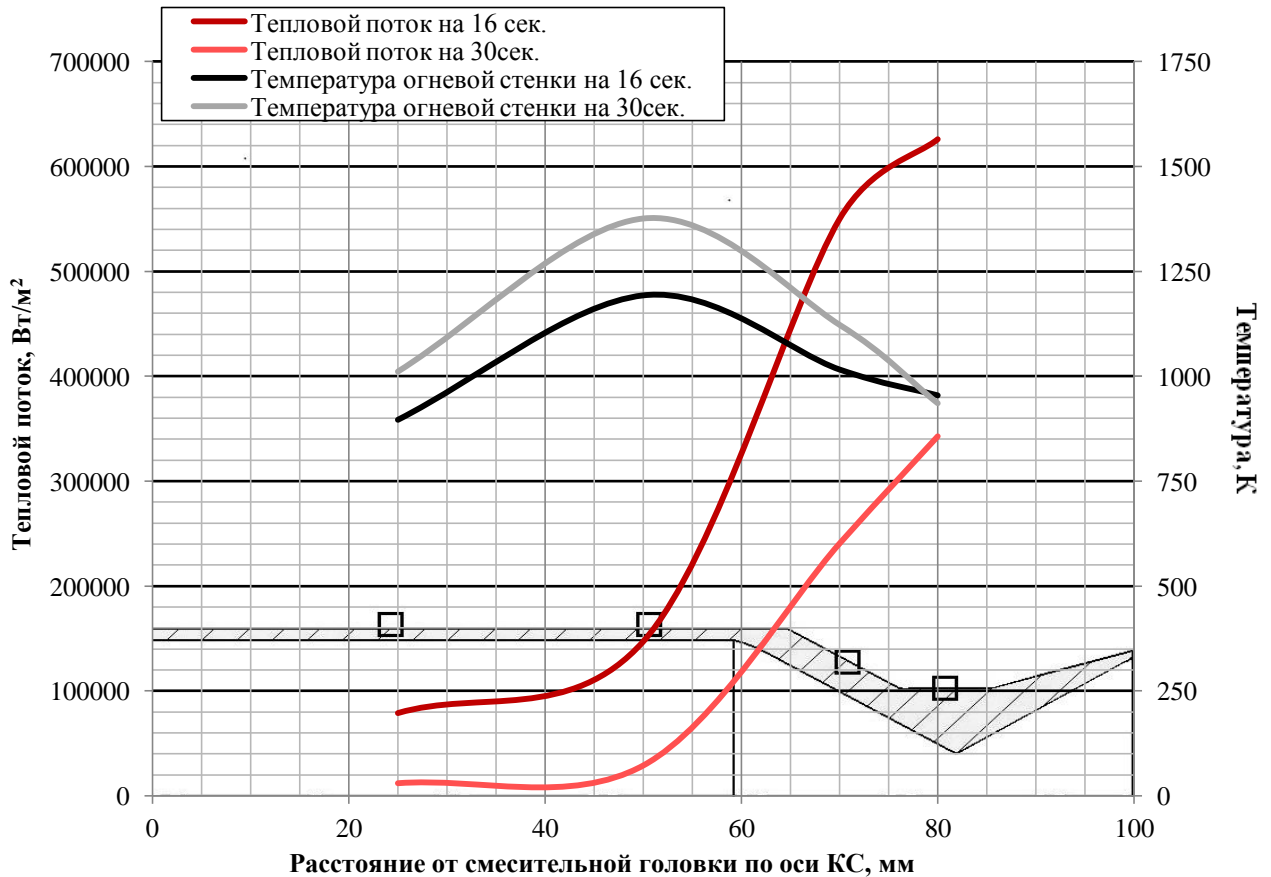


Рисунок 84. Распределения рассчитанных тепловых потоков и температуры стенки со стороны горячих газов по длине КС.

После серии экспериментов обнаружено, что конфузорные выходные сопла форсунок (конструкция №3) позволяют отодвинуть фронт пламени и снизить уровни температур вблизи огневого днища. Использование такой формы юбки способствовало уменьшению обгорания острой кромки юбки по сравнению с конструкцией №1 из-за большей толщины материала и меньшего угла заострения (*Рисунок 87-Ошибка! Источник ссылки не найден.*). Применение материала БрХ0,8 для юбки позволяет проводить более длительные эксперименты. Однако явных преимуществ использования сферической юбки (конструкция №3) для

повышения эффективности двигателя по сравнению с конической (конструкция №1) не отмечено.

В ходе проведения огневых экспериментов не происходило захлаживания магистралей компонентов и смесительной головки, компоненты подавались в газообразном состоянии с температурой окружающей среды. Использование охлажденных компонентов может также снизить уровни температур вблизи огневого днища и предотвратить быстрый нагрев стенок юбки.

4.3. Сравнение результатов численного и натурного эксперимента.

Для сравнения численных и экспериментальных данных по интегральным характеристикам были выбраны несколько конкретных огневых пусков с полученными в ходе экспериментов расходами компонентов (Таблица 21).

Таблица 21. Сравнение расчетных и экспериментальных характеристик двигателя.

Юбка/ режим работы Параметры	Констр. 1/ режим №2		Констр. 1/ режим №2		Констр. 1/ режим №2		Констр. 3/ режим №3	
	р	экс	р	экс	р	экс	р	экс
$\alpha_{форс}$	1,01	1,01	0,89	0,89	0,17	0,17	0	0
α_{Σ}	4,1	4,15	2,23	2,22	0,8	0,79	4,31	4,23-4,33
$\bar{m}_{зав}$	0,71	0,71	0,54	0,54	0,6	0,6	0,945	0,94-0,95
\dot{m}_{Σ} , г/с	65,6	65,6	61,64	61,69	61,6	60,3	64	63,9-64,6
$p_k \cdot 10^5$ Па	6,85	6,63	7,7	8,1	8,96	9	6,76	6,64-6,76
Расхождение по p_k , %	3,21		5,19		0,45		<1,8	
$T_{ог.ст}^{max}$, К		–		–		–	1365	≈ 1500
Расхождение по $T_{ог.ст}^{max}$, %	–		–		–		≈9	

Расхождение полученных значений давлений составляет менее 6%.

Сравнение температур проводилось для 16-ти секундного запуска в

газогенераторном режиме. В таблице приведено прогнозное значение температуры внутренней поверхности стенки в месте максимального нагрева (место установки термопары №10) и максимальное значение температуры, полученное в ходе численного моделирования процессов при работе на режиме №3 подачи компонентов. Разница в величинах температур около 9%. Приведенные данные свидетельствуют об удовлетворительном согласовании расчетных величин и экспериментальных значений.

В ходе расчетного исследования рабочих процессов на газогенераторном режиме были обнаружены две зоны повышенных температур, одна из которых находится под штуцером подачи компонента в завесу, другая – под штуцером замера давления в КС (Рисунок 85).

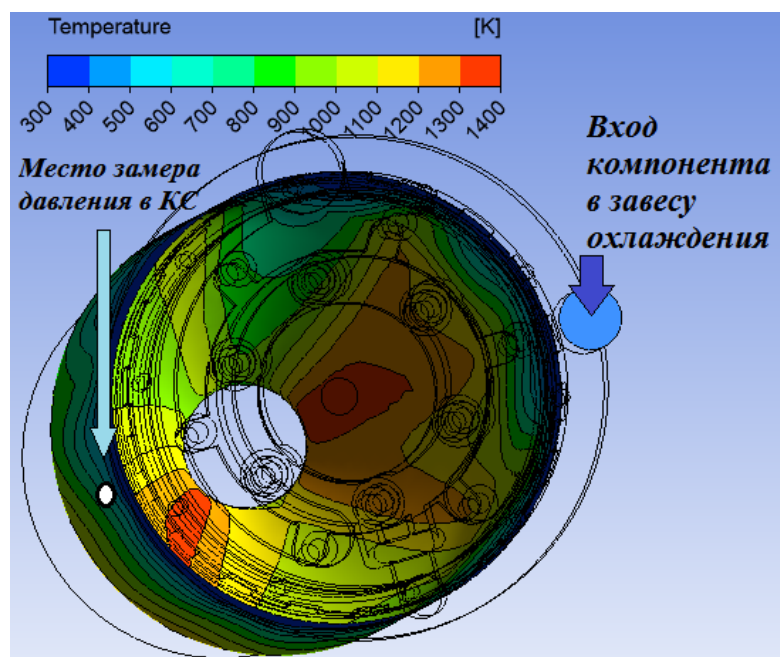


Рисунок 85. Поля температур вблизи стенки КС на газогенераторном режиме (вид со стороны смесительной головки): $\alpha_{\Sigma} = 4,31$, $\dot{m}_{\Sigma} = 64\text{г/с}$

Во время экспериментальных исследований режима №3 по показаниям двух термопар (термопара №2 и термопара №10) также обнаружены зоны повышенных температур, как описано выше. На этом этапе огневых испытаний фланец смесительной головки и фланец КС были соединены так, что штуцер входа компонента для охлаждения стенок КС находился напротив штуцер замера давления в КС. Таким образом, отмечено, что зоны образования повышенных

температур при расчетном и экспериментальном исследовании близки по радиальному расположению. Однако есть отличия в осевом расположении пятен нагрева. При численном моделировании полученные зоны находятся вблизи критического сечения (*Рисунок 86*). При экспериментальном исследовании эти области обнаружены в докритической части КС (*Рисунок 81,82*). Это связано с особенностями расчетного исследования, проводимого без учета теплообмена со стенкой. Здесь не рассматриваются толщины стенок, отличающиеся по длине КС, не учитывается возможное смещение и размытие зон высоких температур при радиальных и осевых перетечках тепла, как происходит в ходе экспериментальных исследований.

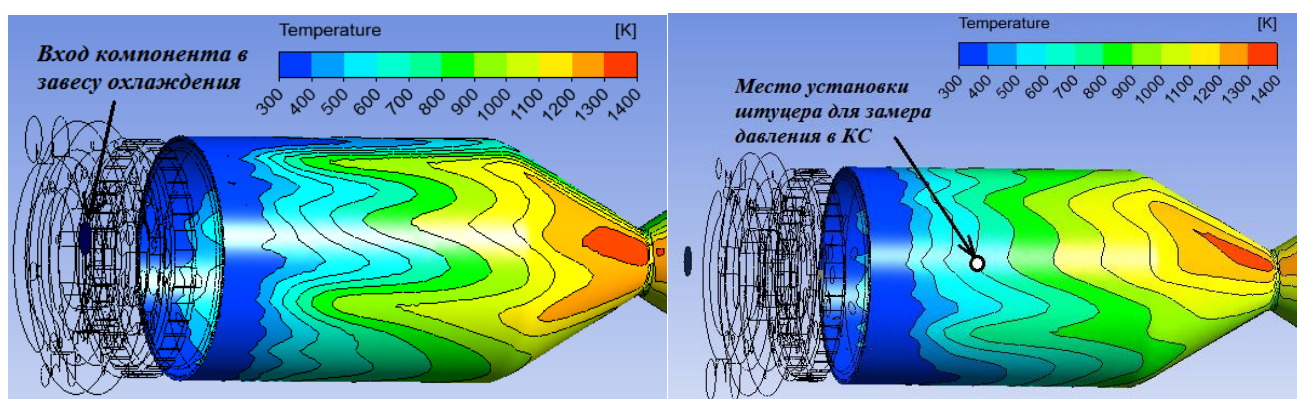


Рисунок 86. Расположение высокотемпературных зон при газогенераторном режиме работы РДМТ

Дальнейшее качественное сравнение численных и экспериментальных данных также проводилось по картинам распределения зон повышенных температур, полученных при моделировании рабочих процессов, и зон перегрева материала при огневых испытаниях. Полученные в численном моделировании зоны повышенных температур вблизи огневого днища и стенок камеры сгорания при работе на режиме №2 подтвердились оплавлением острой кромки юбки и крепежных элементов в ходе проведения экспериментов (*Рисунок 87*).

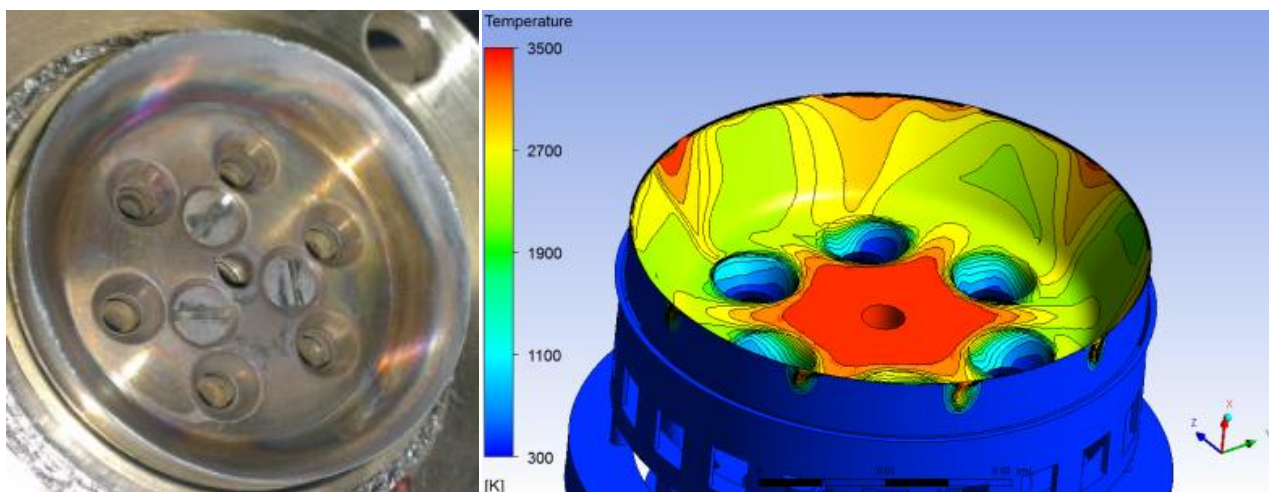


Рисунок 87. Состояние юбки после серии огневых экспериментов на рабочем режиме №2(слева) и распределение температур газа вблизи огневого днища

Кроме того, появление пятен уноса материала покрытия со стенок КС соответствует картине распределения полей температур в численном эксперименте (Рисунок 88).

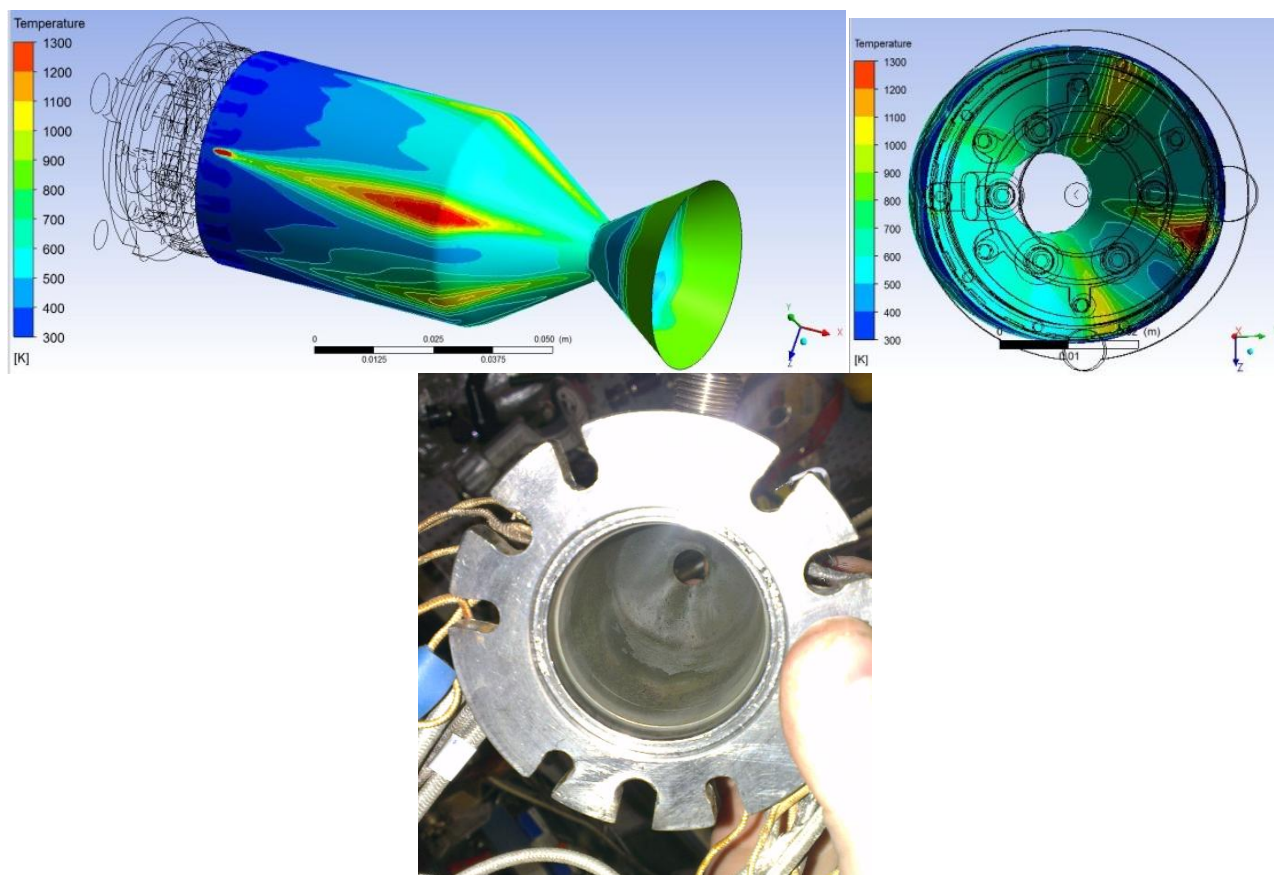


Рисунок 88. Внутренняя поверхность стенки камеры сгорания при рабочем режиме №2(внизу) и поле распределения температур газа вблизи стенки КС

Моделирование горения проводилось также с использованием КС с $L_{пр} = 0,463\text{м}$. Этот этап моделирования проводился для сравнения полученной зоны повышенных температур в огневых экспериментах на укороченной КС для режима №3. Моделирование указало на наличие пятна высокотемпературных газов вблизи критического сечения, что соответствует экспериментальным данным. При огневых испытаниях с использованием такой КС и юбки конструкции №1 обнаружен унос материала в области критического сечения КС (Рисунок 89).

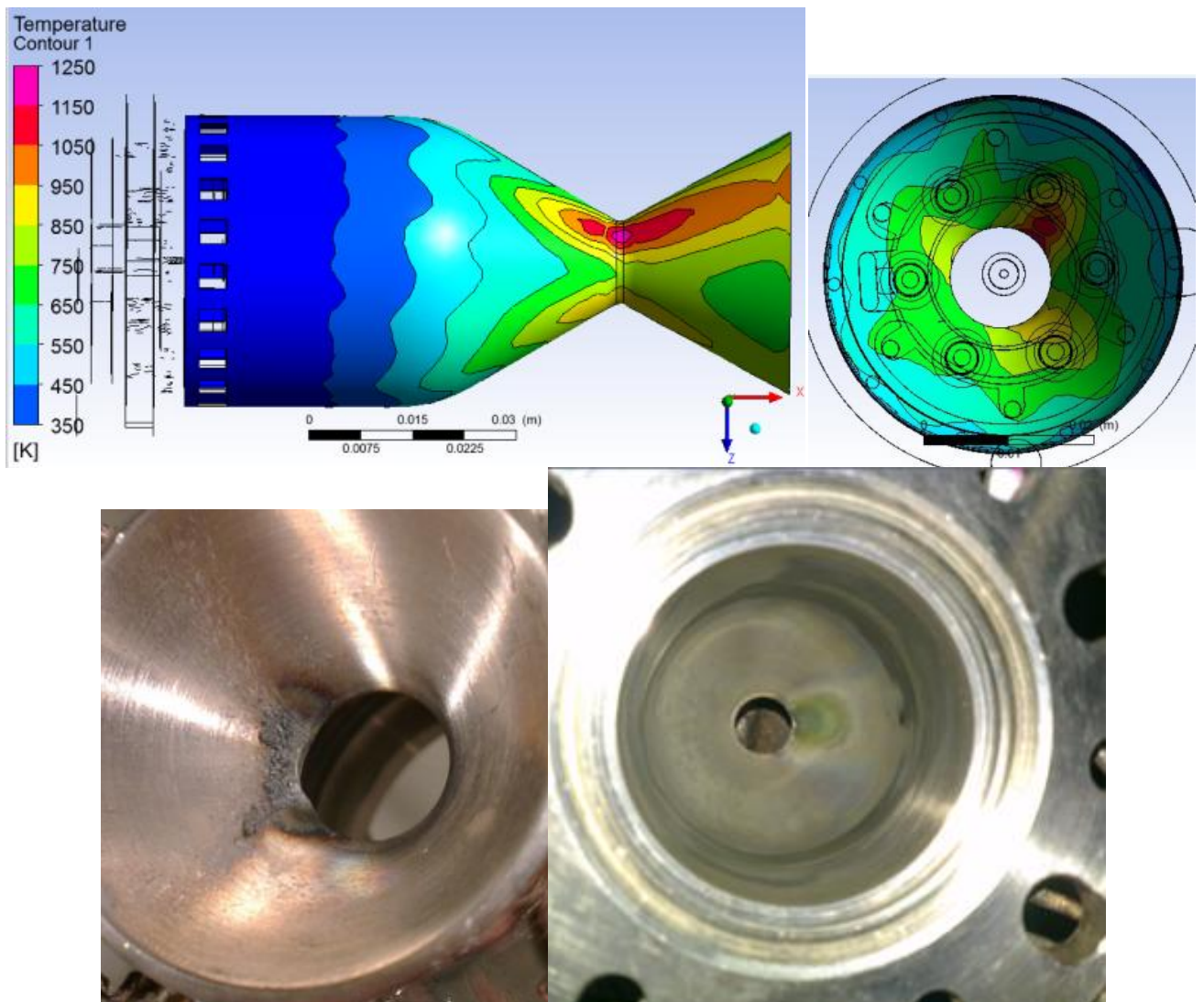


Рисунок 89. Результаты численного и натурального эксперимента двигателя ($L_{пр} = 0,463\text{м}$) на режиме подачи компонентов №3

В ходе проведения экспериментов наблюдался вход скачка уплотнения в сопло, так как двигатель работал на режимах с давлением в КС ($p_k < 10 * 10^5 \text{ Па}$)

ниже расчетного. Положение скачка уплотнения было обнаружено в ходе численного моделирования (Рисунок 90).

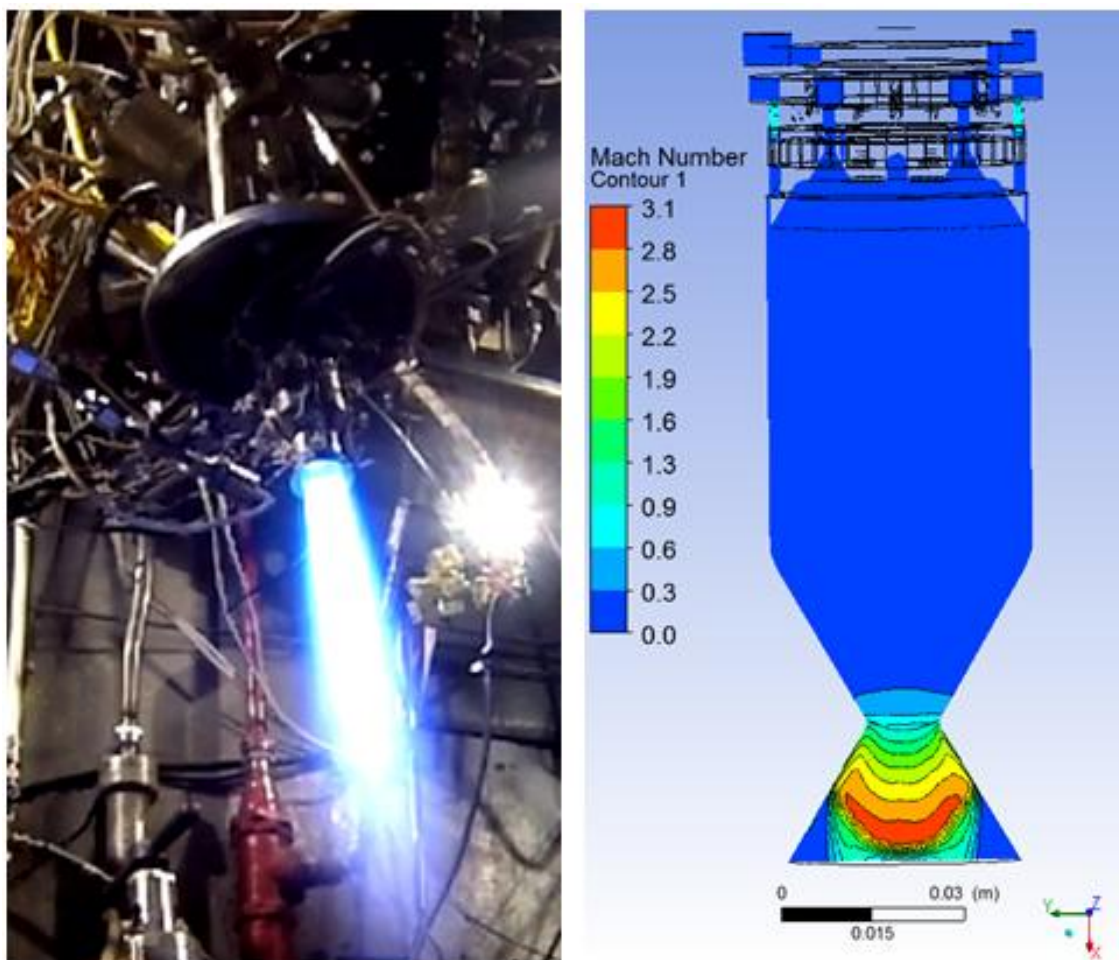


Рисунок 90. Скачок уплотнения

Дополнительным характерным качественным признаком удовлетворительного согласования результатов численного и натурального экспериментов стало наличие на кромках юбок повторяющихся пятен перегрева и потемнения материала (**Ошибка! Источник ссылки не найден.**). Красным бведены места с пятнами потемнения на сферической юбке, которые образовались после серии экспериментов на газогенераторном режиме работы. Указанные места перегрева находятся напротив входных каналов завесы. Видимо здесь при смешении восстановительного ядра и кислорода, идущего по каналам завесы, образуются зоны с соотношением компонентов, близким к стехиометрическому.

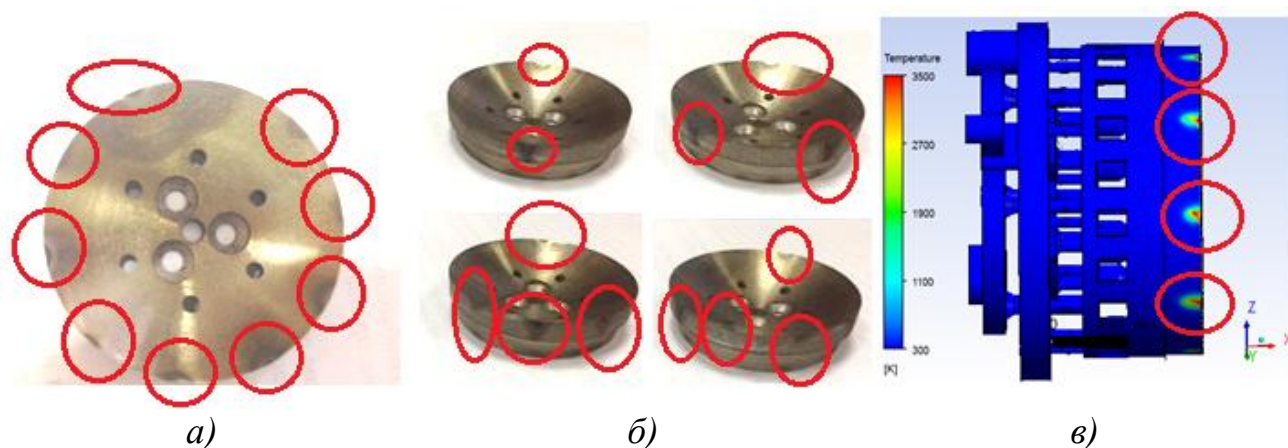


Рисунок 91. Пятна перегрева на юбке (выделены красным):

а) юбка, вид со стороны КС; б) юбка, с четырех сторон;

в) распределение температур по расчетной области

Совпадение результатов численного и натурального экспериментов при работе на газогенераторном режиме говорит о возможности применения разработанной математической модели и методики расчета даже для режимов с соотношением компонентов, далеким от стехиометрического.

Таким образом, качественные и количественные характеристики численного и экспериментального исследования подтверждают достоверность принятых допущений в модели и возможность ее применения для исследования рабочих процессов в РДМТ на газообразном кислородно-метановом топливе на ранних этапах проектирования.

4.4. Рекомендации по созданию РДМТ на ранних этапах проектирования.

По результатам анализа теоретических и экспериментальных данных сформулированы рекомендации по созданию РДМТ на ранних этапах проектирования смесительных головок и КС РДМТ, работающих на газообразном кислородно-метановом топливе.

1. Для защиты огневого днища целесообразно использование юбок криволинейной формы, изготовленных из теплопроводных материалов.

2. Создание восстановительного ядра потока вблизи огневого днища для работы с менее агрессивной средой. При использовании 6-ти форсуночной смесительной головки с соосными газовыми форсунками подачу метана лучше осуществлять по периферии форсуночных элементов для создания восстановительного слоя вблизи огневого днища. Увеличение общего количества форсуночных элементов также может способствовать более эффективному охлаждению и защите огневого днища от высокотемпературных обратных токов.

3. При проведении стендовых испытаний с газообразными кислородом и метаном рекомендуется использовать компоненты с пониженной температурой для захлаживания смесительной головки и охлаждения огневого днища.

Разработанная методика численного моделирования помогает оценить эффективность и надежность созданной конструкции РДМТ, работающего на газообразных кислороде и метане, до проведения серии огневых.

1. Использование численного моделирования процессов смесеобразования и горения в КС и сопле в *секторной расчетной области* с условиями симметрии позволяет получить интегральные характеристики разработанной конструкции РДМТ (давление в КС, удельный импульс) с минимальными затратами временных ресурсов. Это обеспечивается использованием сеточной области с малым количеством ячеек (менее 100 000 элементов)

2. Для более точного определения температурных полей продуктов сгорания необходимо использование расчетной области с полной геометрией области течения компонентов, включающей гидравлическую часть смесительной головки, и расчетную сетку с большим количеством ячеек в пристеночных областях, где ожидается повышенные температуры. Этот метод предварительной оценки работы РДМТ учитывает возможную неравномерность при распределении компонентов по

смесительной головке, так как даже незначительная неравномерность, полученная при течении газообразных компонентов по смесительной головке из-за проектировочных или технологических погрешностей, может привести к изменению картины смесеобразования и горения в КС РДМТ. Однако использование такого способа оценки рабочих процессов в КС РДМТ требует больших временных затрат и затрат машинных мощностей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам проведенного расчетно-теоретического и экспериментального исследования сформулированы следующие выводы:

1. Разработана математическая модель и методика моделирования рабочих процессов в смесительной головке и камере сгорания РДМТ с использованием газообразного кислородно-метанового топлива в трехмерной постановке с учетом турбулентного переноса массы, энергии, количества движения, особенностей горения газообразной смеси. Предложен алгоритм численного исследования рабочих процессов в РДМТ.

2. Разработан и создан экспериментальный РДМТ, работающий на газообразных компонентах кислородно-метанового топлива. Конструкция разработанного РДМТ позволяет проводить измерения всех необходимых параметров: расходы компонентов, давление перед смесительной головкой, давление в КС, температуры внешней поверхности камеры сгорания, тягу двигателя.

3. С помощью разработанной математической модели получены режимы подачи компонентов, позволяющие провести огневые эксперименты. После верификации математической модели кратковременными огневыми запусками выработаны рекомендуемые значения эмпирических коэффициентов, используемых в уравнениях модели турбулентности и горения ($B = 0,5 \dots 1,0$).

4. Проведенный численный эксперимент позволил получить зависимости основных параметров исследуемого двигателя при различных граничных условиях (расходы компонентов, режимы подачи, форма огневого днища). Определены необходимые расходы газообразных компонентов для использования в завесном охлаждении КС рассматриваемых конструкций:
 $\bar{m}_{зав} \geq 0,5$.

5. Проведены огневые стендовые испытания разработанного РДМТ с использованием только завесного охлаждения газообразным кислородом.

Эксперименты проводились с применением КС различной приведенной длины и юбок разных конструкций в широком диапазоне изменения входных параметров: $\alpha_{\Sigma} = 0,75 \dots 8,0$; $p_k = 0,4 \dots 1,1$ МПа, $\dot{m}_{\Sigma} = 49 \dots 78 \text{ г/с}$. Исследованы различные режимы подачи компонентов топлива: кислород по периферии форсунок, метан в центральную часть; метан по периферии форсуночных элементов, кислород в центр; газогенераторный режим – весь расход кислорода подавался в завесу для охлаждения стенок камеры сгорания, метан – в форсунки. Газогенераторный режим работы служит определяющим для выявления границ применимости разработанной математической модели. По результатам экспериментального исследования характеристик разработанного РДМТ установлено:

а) надежное воспламенение компонентов топлива во всем диапазоне исследуемых режимов;

б) необходимый расход газообразного кислорода для надежного охлаждения стенок КС рассматриваемых конструкций должен составлять не менее 53% от суммарного расхода компонентов;

в) максимальные значения β наблюдаются при обратной подаче метана по периферии форсунок, кислорода в центр и относительном расходе на завесу $\bar{m}_{зав} = 0,54$

г) форма юбки не оказывает значительного влияния на эффективность работы РДМТ в рассматриваемом диапазоне изменения входных параметров, однако использование юбки со сферической формой днища и конфузорными выходными каналами форсунок предотвращает чрезмерно быстрый нагрев стенки юбки обратными токами и обгорание острой кромки.

6. Проведенное сравнение расчетного и экспериментального исследования по количественным и качественным показателям показало удовлетворительное согласование результатов, в том числе и по газогенераторному режиму, что позволяет рекомендовать предложенную методику для использования на этапе создания РДМТ.

7. Выработаны рекомендации по созданию РДМТ на газообразных компонентах кислородно-метанового топлива: применение юбок криволинейной формы из теплопроводных материалов для защиты огневого днища; создание восстановительного ядра потока в совокупности с использованием газообразной кислородной завесы; подача метана по периферии форсуночных элементов для создания восстановительного слоя вблизи огневого днища.

Автор выражает благодарность кафедре «Ракетные двигатели», персоналу огневого стенда кафедры, сотрудникам научной группы «Лаборатория ЖРДМТ», сотрудникам Ресурсного Центра факультета №2 Московского авиационного института (НИУ) за помощь в подготовке и проведении экспериментально-теоретических исследований.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

ГГ – газогенератор

ЖК – жидкий кислород

ЖРД – жидкостной ракетный двигатель

ИИС – информационно-измерительная система

КС – камера сгорания

ОДУ – объединенная двигательная установка

ОСИ – огневые стендовые испытания

РДМТ – ракетный двигатель малой тяги

РН – ракета-носитель

СПГ – сжиженный природный газ

СГ – смесительная головка

ТНА – турбо-насосный агрегат

ЛИТЕРАТУРА

1. Каторгин, Б.И. Новое поколение двигателей для ракет на экологически безопасном топливе «Жидкий кислород и сжиженный природный газ (метан)» [Текст]/ Б.И. Каторгин, И.А. Клепиков, В.К. Чванов// Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. Машиностроение. Спец. выпуск «Теория и практика современного ракетного двигателестроения». – 2004. – М.: Изд-во МГТУ им.Н.Э.Баумана, 2004. – С.58-67. – ISSN 0236-3941.

2 Клепиков, И.А. Маршевые ЖРД на топливе $O_2+УВГ$ новых классов для перспективных РКСВ [Текст]/ И.А. Клепиков, В.Б. Кубиков // Сборник РКТ, сер. IV. - 1986. – В. 2(94). – С. 83-92.

3. Белов, Е.А. Результаты экспериментальных работ в НПО "Энергомаш" по освоению метана как компонента топлива для ЖРД [Текст]/ Е.А. Белов, В.Ю. Богушев, И.А. Клепиков и др // Труды НПО "Энергомаш" им. академика В.П. Глушко.2000.Т. XVIII. – С. 86-100.

4. Лапицкий, В.И. Математическое моделирование и экспериментальное исследование характеристик камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги на метане и кислороде: Дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.05. – Москва, 2006. – 163 с.

5. Афанасьев, И. Рекордные испытания двигателя на метане [Текст]// Журнал «Новости космонавтики». – 2010. – №11 (334). – С.44.

6. Афанасьев, И. Адреналин в Пересвете. Рекордные испытания двигателя на сжиженном природном газе// Журнал «Новости космонавтики», № 11(346), 2011. – С. 44.

7. Горохов, В.Д. Работы КБХА по созданию перспективных ЖРД на компонентах топлива кислород-метан [Текст]/ В.Д. Горохов, С.П. Кунавин // Научно-технический сборник КБ Химавтоматики.- Воронеж: Изд-во ИПФ, 2001.- С. 96 -101.

8. Научно-технический комплекс (НТК). Перспективные работы научно-технического комплекса [Электронный ресурс] // ОАО «Конструкторское бюро химавтоматики»: сайт. URL: <http://www.kbkha.ru/?p=8> (дата обращения: 04.10.2013)

9. Успешное огневое испытание российско-итальянского жидкостного ракетного двигателя [Электронный ресурс] // ОАО «Конструкторское бюро химавтоматики»: сайт. URL: http://www.kbkha.ru/?p=17&news_id=128 (дата обращения: 26.05.2014)

10. Иванов, А.В. Лазерное зажигание ракетных топлив кислород-водород, кислород-метан [Текст] / А.В.Иванов, С.Г. Ребров, А.Н.Голиков, В.Ю.Гутерман// Научно-технический журнал «Авиакосмическая техника и технология», №2, 2008. – С.47-54

11. Иванов, А.В. Лазерное зажигание ракетных топлив кислород-водород, кислород-метан в запальном устройстве [Электронный ресурс]/ А.В.Иванов, С.Г. Ребров, А.Н.Голиков, В.Ю.Гутерман// ГНЦ РФ ФГУ «Исследовательский центр им. М.В.Келдыша»: сайт. URL: <http://www.kerc.msk.ru/ipg/papers/Laser1.pdf> (дата обращения 23.04.2013)

12. Афанасьев, И. 70 лет Центру Келдыша [Текст]// Журнал «Новости космонавтики». – 2013. – №12. – С. 56.

13. Исследовательский центр им. М.В.Келдыша. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники [Текст]/ Под ред. А.С.Коротеева, А.А.Гафарова, О.А.Горшкова и др.- М.: Машиностроение, 2003.- 440 с.

14. Ракеты-носители. Комплекс «Рикша» [Электронный ресурс]// SpaceNews.ru: Информационно-аналитический портал о космосе. 2004. URL: http://www.spacenews.ru/live/full_rn.asp?id=1626 (10.09.2013г)

15. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные[Текст]/ ред.-составитель Шустов И.Г. – М.: ООО «АКС-Конверсалт»,2000. – 434с.

16. Черный, И. NASA и метановый двигатель [Текст]// Журнал «Новости космонавтики» . – 2006. –№5. – С. 48.

17. Development of Advanced Rocket Machine [Электронный ресурс]// DARMA Technology Inc. URL: <http://www.darmatechnology.com/index.html> (дата обращения:16.07.2013).

18. Astronautix.com. Comprehensive resource providing articles on most space technology subjects and space flight history Engine [Электронный ресурс]. URL: <http://www.astronautix.com/engines/xr3m9.htm> (дата обращения: 21.07.2011)

19. XR-3M9, 50lbf LOX/Methane Engine [Электронный ресурс]// XCOR.COM. URL: http://xcor.com/engines/3M9_LOX-methane_rocket_engine.html (дата обращения: 16.07.2013г.)

20. XR-5M15, LOX/Methane Main Engine. [Электронный ресурс]// XCOR.COM. URL: http://xcor.com/engines/3M9_LOX-methane_rocket_engine.html (дата обращения: 16.07.2013г.)

21. Huu Phuoc Trinh. Liquid Methane/Liquid Oxygen Injectors for Potential Future Mars Ascent Engines: abstract for paper [Текст]// AIAA Joint Propulsion Conference.2000. – 7 p.

22. John C. Melcher, Jennifer K. Allredt. Liquid Oxygen/Liquid Methane Test Results of the RS-18 lunar ascent Engine at Simulated Altitude Condition at NASA White Stand Test Facility[Текст]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. – 13 p.

23. Skaff A., Grasl S., Nguyen C., Hockenberry S., Schubert J., Arrington L., Vasek T. Liquid methane/Liquid oxigen propellant conditioning feed system (PCFS) test rigs [Электронный ресурс] //Nasa. 2008. URL: http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090004695_2009001257.pdf(дата обращения: 18.01.2011).

24. Robinson P.J., Veith E.M., Hurlbert E.A., Jimenez R., Smith T.D. 100-LBF LO2/Reaction Control Engine Technology Development for Future Space

Vehicles[Текст]// 59th International Astronautical Congress. Glasgow, Scotland. September 29-October 4, 2008. – 11 p.

25. Ягодников, Д.А. Расчетные исследования по оптимизации схемы и параметров подачи компонентов топлива в камеру сгорания РДМТ на топливе газообразный кислород – этанол [Текст]/ Д.А Ягодников, А.В. Новиков, Ю.В. Антонов// Вестник МГТУ им. Баумана. Сер. «Машиностроение». Спец. выпуск «Энергетическое и транспортное машиностроение». – 2011. – С. 5-13.

26. Ягодников, Д.А. Расчетные исследования рабочих процессов в камере сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразном топливе кислород – водород [Текст]/ Д.А Ягодников, Ю.В. Антонов, А.В. Кочанов // Там же. – С. 29-38.

27. Новиков, А.В. Численное исследование рабочего процесса в камере сгорания мобильного теплогенератора [Текст]/ А.В. Новиков, Ю.В. Антонов, М.В. Антонов // Там же. – С. 249-258.

28. Ворожеева, О.А. Математическая модель и расчетные исследования теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород-метан в импульсном режиме работы [Текст]/ О.А. Ворожеева, Д.А. Ягодников // Известия высших учебных заведений. Сер. «Машиностроение». – 2013г. – №7. – С.11-20

29. Численное исследование интегральных характеристик противоточного горелочного модуля с использованием анизотропных моделей турбулентности [Текст]/ Ш.А. Пиралишвили, А.И. Гурьянов, А.В. Бадерников// Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2011. – №3(27).– Ч.1. – С.123-129.

30. Экспериментальное и численное исследование выгорания топлива в вихревом газовом горелочном модуле [Текст]/ О.А. Евдокимов// Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2011. – №3(27).– Ч.1. – С.156-163.

31. Ваулин, С.Д. Методика проектирования высокоэффективных ракетных двигателей малой тяги на основе численного моделирования внутрикамерных процессов [Текст] / С.Д.Ваулин, В.Л.Салич// Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение», выпуск 19. – 2012. – №12. – С. 43- 50

32. Варнатц, Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ [Текст] / Ю.Варнатц, У.Маас, Р.Диббл; пер.с англ. Г.Л.Агафонова; под ред. П.А.Власова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 352 с.

33. ANSYS CFX-Solver, Release 10.0: Theory[Текст]. - ANSYS Europe Ltd., 2005. - 266 p.

34. Физико-химические процессы в газовой динамике: справ. В 2 т. Т. 2: Физико-химическая кинетика и термодинамика [Текст] / под ред. акад. Г.Г. Черного, С.А. Лосева. – М.: Науч.-издат. центр механики, 2002. – 368 с.

35. Ваулин, С.Д.. Исследование энергоэффективности в ракетных двигателях малой тяги на двухфазных компонентах топлива[Текст] /С.Д.Ваулин, В.Л.Салич, В.И.Феофилактов // Вестник ЮУрГУ.Серия «Энергетика». -2011. - №34(251). – С.81-85.

36. Салич, В.Л. Численное моделирование внутрикамерных процессов в ракетных двигателях малой тяги[Текст] / В.Л.Салич// Вестник Самарского гос. аэрокосм. ун-та им. акад. С.П. Королева. – 2011. – №3(27). – С.120-125.

37. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей /В.Е.Алемасов, А.Ф.Дрегаллин, А.П.Тишин [Текст]/ Под ред. В.П.Глушко. - М.: «Машиностроение», 1980. – 533 с.

38. Кутуев, Р.Х. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых топливных композициях [Текст]/ Р.Х.Кутуев, И.Н.Лебедев, В.Л.Салич //Вестник Самарского гос. аэрокосм. ун-та им. акад. С.П. Королева. – 2009. – №3(19), ч.3. – С.101-108.

39. Салич, В.Л. Исследование процессов смесеобразования применительно к ЖРДМТ тягой 10...15Н[Текст] / В.Л.Салич, Е.В.Семкин // Вестник Самарского гос. аэрокосм. ун-та им. акад. С.П. Королева. – 2011. – №3(27). – С.112-119.

40. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей[Текст]/А.П.Васильев, В.М.Кудрявцев, В.А.Кузнецов, В.Д. Курпатенков, А.М.Обельницкий, В.М.Поляев, Б.Я.Полуян/ Учебник для вузов. Изд. 2-е, испр. и доп. Под ред. В.М.Кудрявцева. - М.: Издательство «Высшая школа», 1983. – 703 с.

41. Распыливание жидкостей [Текст]/Ю.Ф.Дитяткин, Л.А. Клячко, Б.В.Новиков и др. / М.: Машиностроение, 1977. – 208 с.

42. Хавкин, Ю.И. Центробежные форсунки[Текст]/Ю.И. Хавкин - Л.: Машиностроение, 1976. – 168 с.

43. Технический отчет по контракту №3-202 между МАИ и CERNET Corporation (China Education and Research Network). Этап №2. «Анализ расчетных и экспериментальных данных» [Текст]/ МАИ (ГТУ); Руководитель Козлов А.А./ Москва, 2010. – 45с.

44. Коватёва, Ю.С. Разработка 200Н ЖРД МТ на топливе кислород-метан[Текст]/ Ю.С. Коватёва, А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.А. Козлов / Молодежь. Техника. Космос: труды III Общероссийской молодежной науч.-техн. конф./Балт.гос.техн.ун-т. – Спб.: БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2011.– С.32-33

45. Коватёва, Ю.С. Жидкостной ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан - разработка, проектирование, испытания и анализ полученных результатов/ Ю.С. Коватёва, А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов, И.С. Казеннов/ Вестник МАИ, т. 18, №3.-М: МАИ, 2011. – С.45-54

46. Козлов, А.А. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги[Текст]/А.А.Козлов, А.Г.Воробьев, И.Н.Боровик. М.: Издательство МАИ, 2013. – 208 с.

47. Безменова, Н.В. Численное моделирование сопряженного теплообмена в ЖРД малых тяг в целях повышения эффективности/ Н.В. Безменова/ Дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.05. – Самара, 2001. – 243 с.

48. Устройство измерения импульсной силы тяги модельных камер сгорания ЖРД МТ (СИУИ1500). Руководство по эксплуатации ПР19.19.681.00.00 ТО,ИЭ. [Текст] //ФКП НИЦ РКП; Руководитель В.Ю.Рябых/ Пересвет, 2010.- 62 с.

49. Устройство измерения импульсной силы тяги СИУИ1500 (опытный образец). Паспорт ПР19.19.681.00.00 ПС. [Текст]//ФКП НИЦ РКП; Руководитель В.Ю.Рябых/ Пересвет, 2011.- 11 с.

50. CORI-Flow Coriolis style. Mass Flow Meter/Controller for gas or liquid[Электронный ресурс] // Bronkhorst CORI-TECH. URL: http://www.bronkhorst-cori-tech.com/en/products/coriolis_meters_controllers/cori-flow/ (дата обращения: 07.10.2011г.)

51. Sensys. Pressure Sensors [Электронный ресурс]// Sensys. URL: <http://www.sensys.co.kr/eng/product/product.aspx?Cate1=01&Cate2=01> (дата обращения: 07.10.2011г.)

52. Воробьев, А.Г. Модернизация испытательного огневого стенда для исследования рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг на экологически чистых компонентах топлива[Текст]/ А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов, М.М. Лизуневич, С.А. Сокол, Н.К. Гуркин, И.С. Казеннов / Вестник МАИ, т. 17, №1. – М.:МАИ, 2010. – с. 97-10

53. Хохлов, А.Н. Информационное обеспечение огневых испытаний на стенде жидкостных ракетных двигателей малых тяг[Текст] / А.Н. Хохлов, А.К. Корнеев, Д.А. Волокитин/ Ракетно-космические двигательные установки: Сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции. - М.: ООО "Диона", 2010. – с. 15-17.

54. Юн, А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений[Текст]/ А.А. Юн – М.: книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2009. – 272с.

55. ANSYS CFX Reference Guide / ANSYS Inc. – Ansys CFX Release 11. – 2006.

56. ГОСТ 24026-80. Исследовательские испытания. Планирование эксперимента. Термины и определения. М., 1981. – 14с.

57. База данных NIST(National Institute of Standards and Technology, США) Chemistry Webbook [Электронный ресурс]// URL: webbook.nist.gov (дата обращения: 08.09.2013г.)

58. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. [Текст]/А.П.Васильев, В.М.Кудрявцев, В.А.Кузнецов, В.Д. Курпатенков, А.М.Обельницкий, В.М.Поляев, Б.Я.Полуян// В 2 кн. Кн.1. Учебник для авиац. спец. вузов. Изд. 4-е, перераб. и доп. Под ред. В.М.Кудрявцева. -М.: «Высшая школа», 1993. – 383 с.

59. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. [Текст]/А.П.Васильев, В.М.Кудрявцев, В.А.Кузнецов, В.Д. Курпатенков, А.М.Обельницкий, В.М.Поляев, Б.Я.Полуян// В 2 кн. Кн.2. Учебник для авиац. спец. вузов. Изд. 4-е, перераб. и доп. Под ред. В.М.Кудрявцева. - М.: «Высшая школа», 1993. – 368 с.

60. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике[Текст]/ В.С.Авдуевский, Б.М.Галицейский, Г.А.Глебов и др.//Под ред. В.С.Авдуевского, В.К.Кошкина. Учебник для авиационных специальностей вузов. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1. ПОВЕРХНОСТИ ОТКЛИКА ФУНКЦИЙ

В приложении представлены поверхности отклика функций в зависимости от $\alpha_{\text{форс}}$ и относительного расхода на завесу $\bar{m}_{\text{зав}}$.

П1.1. Камера сгорания с приведенной длиной $L_{\text{пр}}=1,075\text{м}$.

П1.2.1. Прямая схема подачи компонентов в форсунки и кислородная завеса.

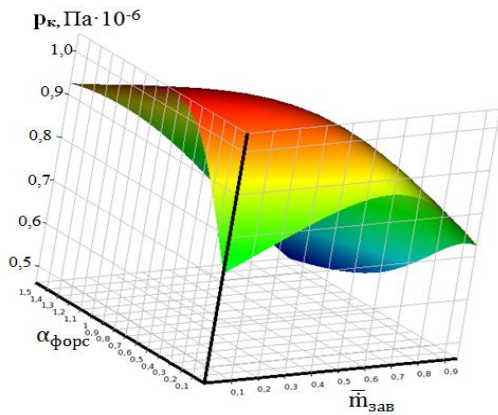


Рисунок 92. Давление в КС

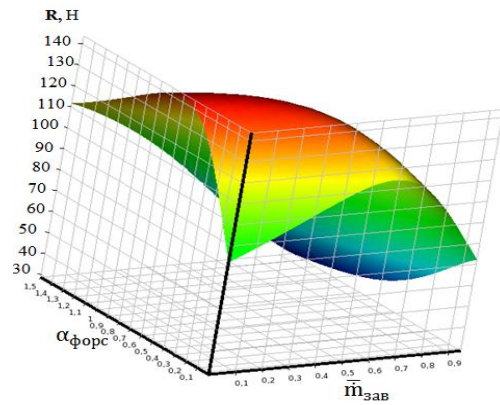


Рисунок 93. Тяга

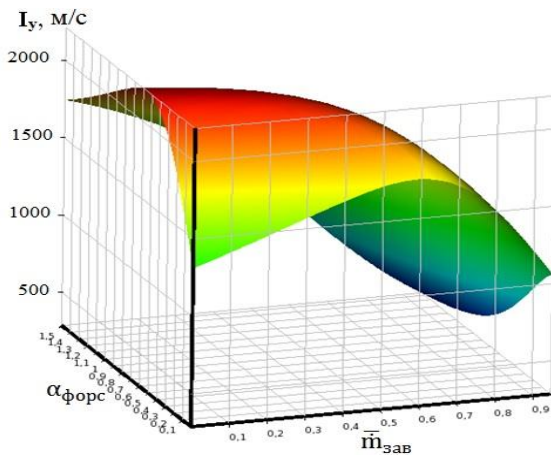


Рисунок 94. Удельный импульс

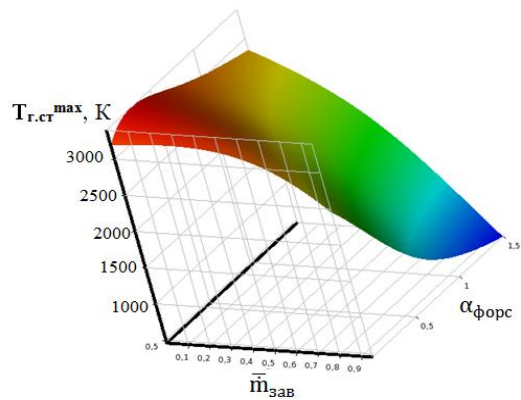
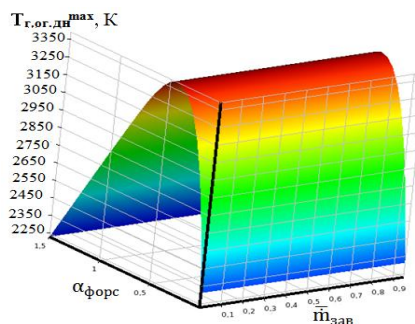


Рисунок 95. Максимальная температура газа вблизи стенки



96. Максимальная температура газа вблизи огневого днища

П1.2.2. Прямая схема подачи компонентов в форсунки и метановая завеса.

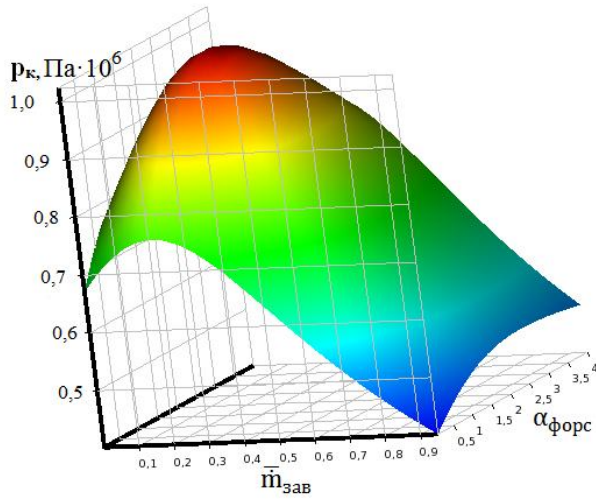


Рисунок 97. Давление в КС

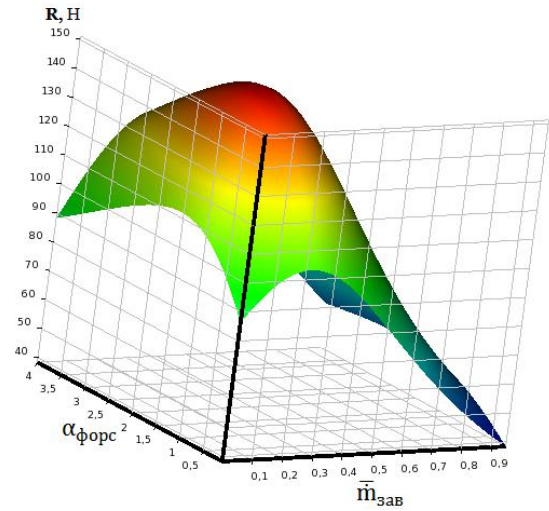


Рисунок 98. Тяга

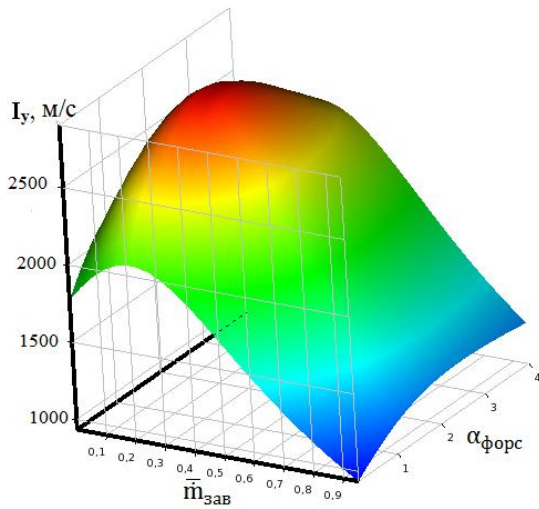


Рисунок 99. Удельный импульс

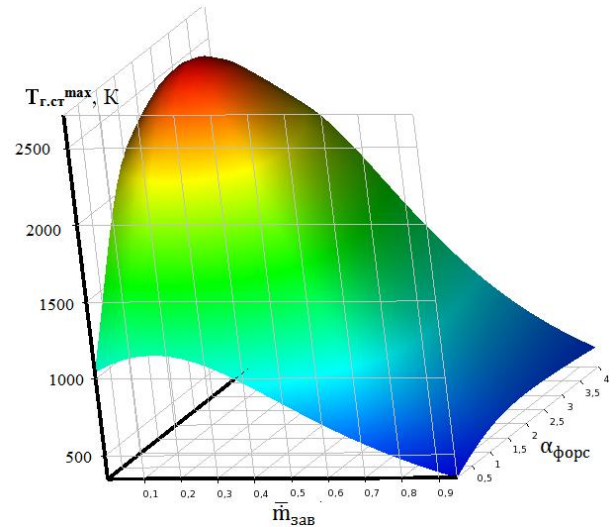
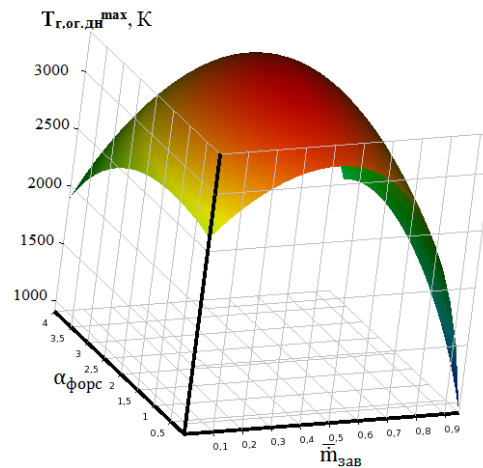


Рисунок 100. Максимальная температура газа у стенки



101. Максимальная температура газа вблизи огневого днища

П1.2. Камера сгорания с приведенной длиной $L_{пр}=0,993\text{м}$.

П1.2.3. Прямая схема подачи компонентов в форсунки и кислородная завеса.

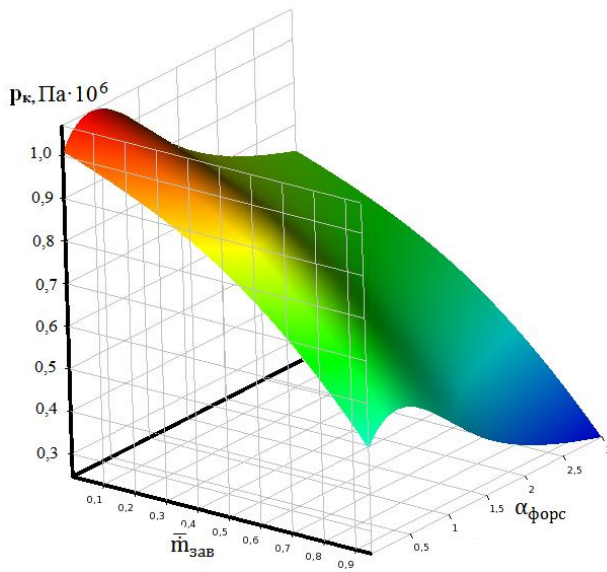


Рисунок 102. Давление в КС

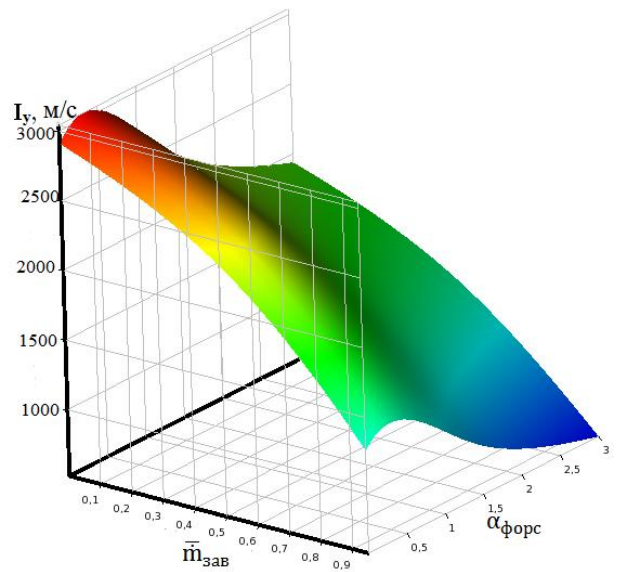


Рисунок 103. Удельный импульс

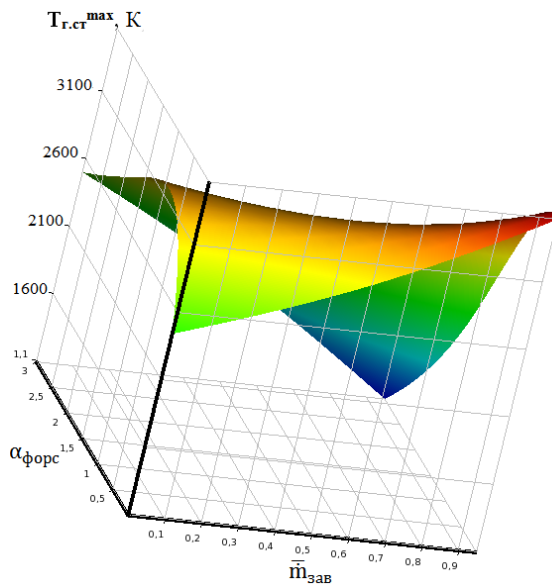


Рисунок 104. Максимальная температура газа вблизи стенки

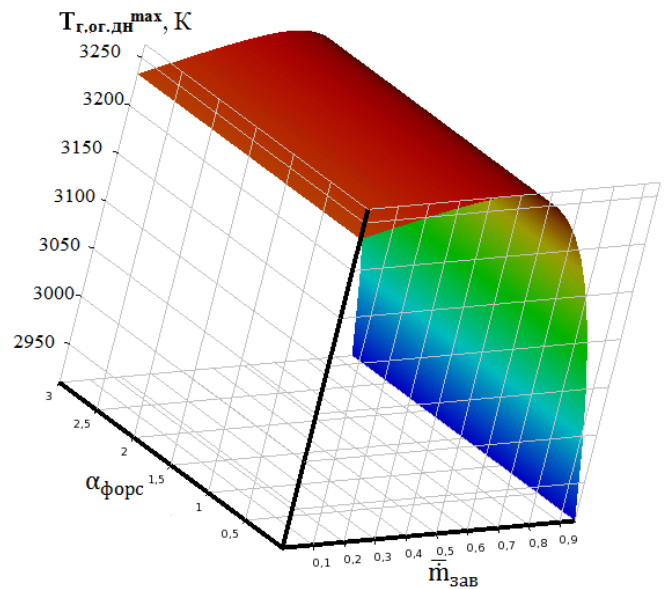


Рисунок 105. Максимальная температура газа вблизи огневого днища

П1.2.4. Обратная схема подачи компонентов в форсунки и кислородная завеса.

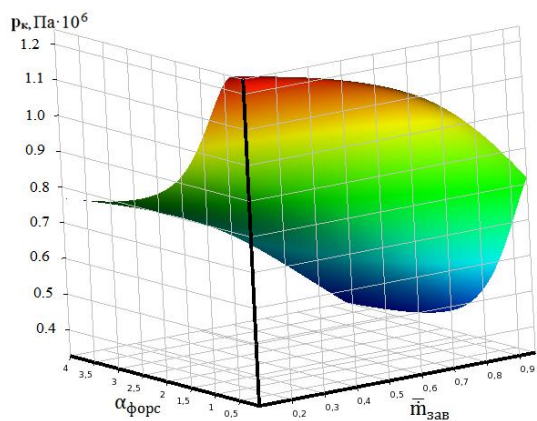


Рисунок 106. Давление в КС

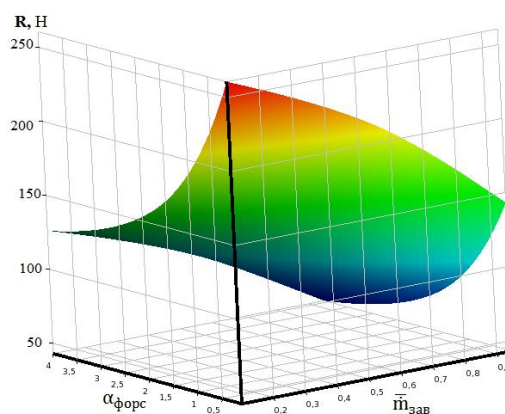


Рисунок 107. Тяга

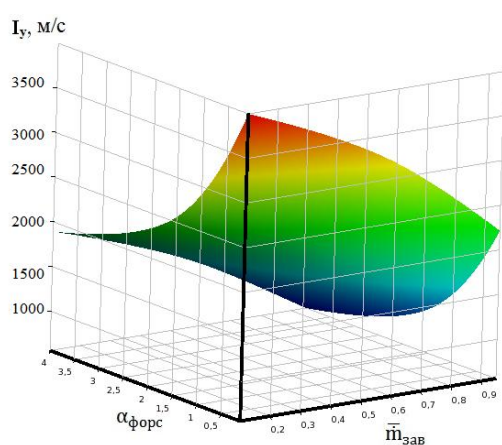


Рисунок 108. Удельный импульс

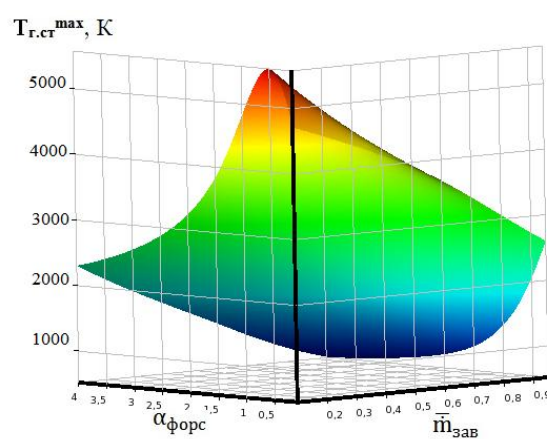


Рисунок 109. Максимальная температура газа вблизи стенки

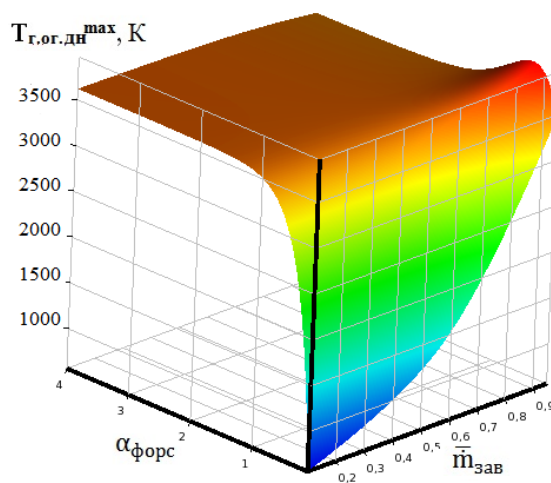


Рисунок 110. Максимальная температура газа вблизи огневого днища

III.2.5. Прямая схема подачи компонентов в форсунки и метановая завеса.

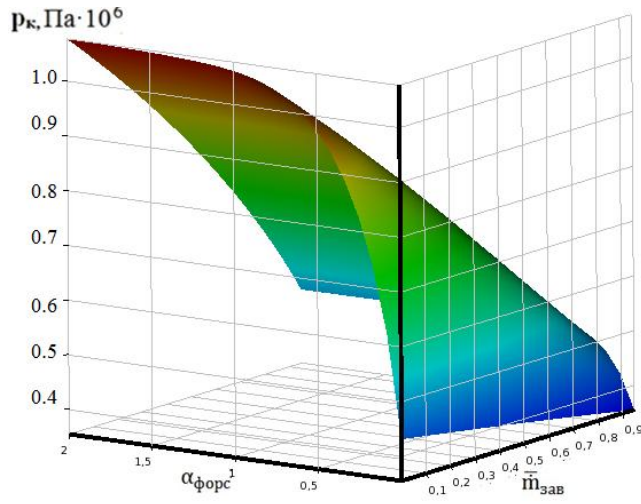


Рисунок 111. Давление в КС

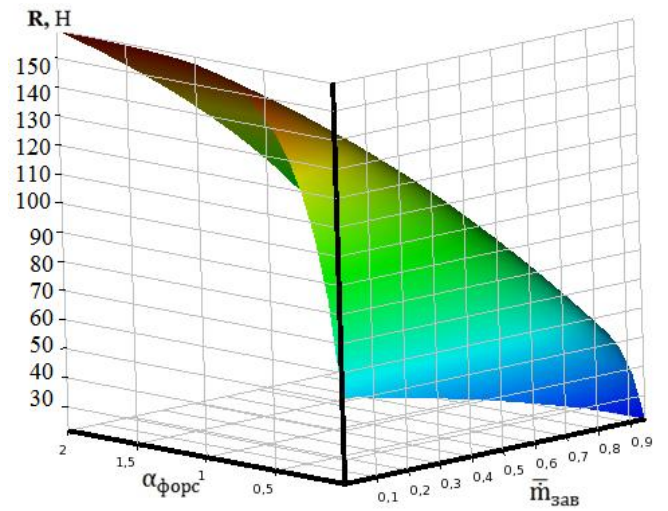


Рисунок 112. Тяга

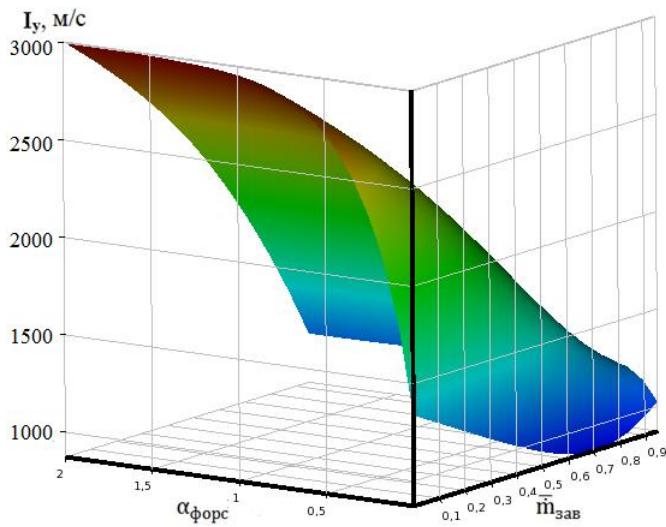


Рисунок 113. Удельный импульс

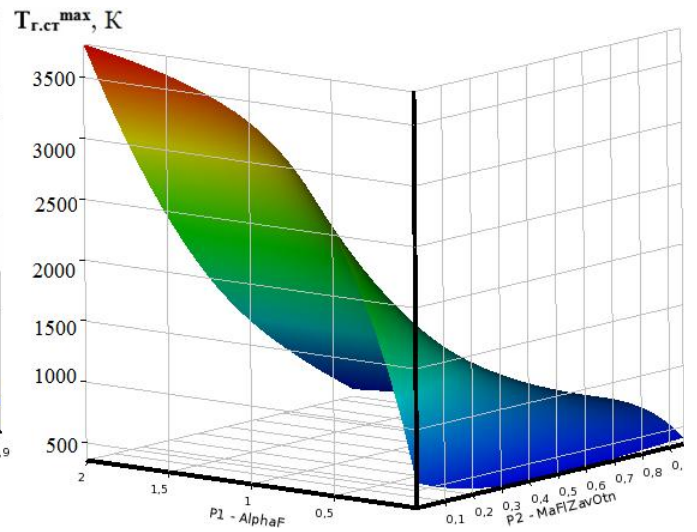


Рисунок 114. Максимальная температура газа вблизи стенки

П1.2.6. Обратная схема подачи компонентов в форсунки и метановая завеса.

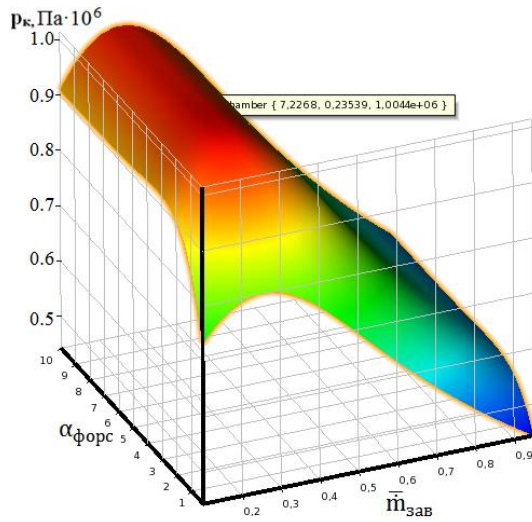


Рисунок 115. Давление в КС

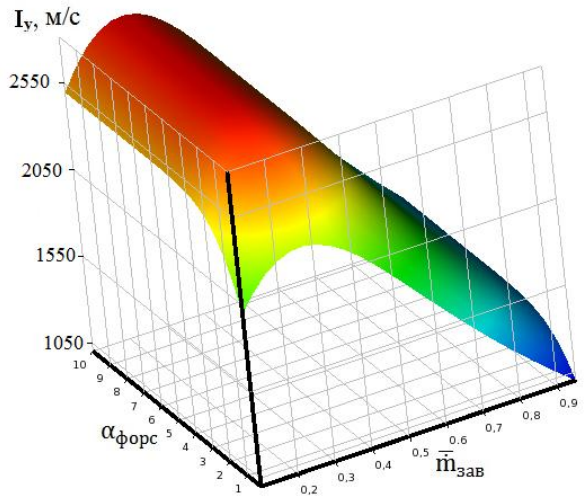


Рисунок 116. Удельный импульс

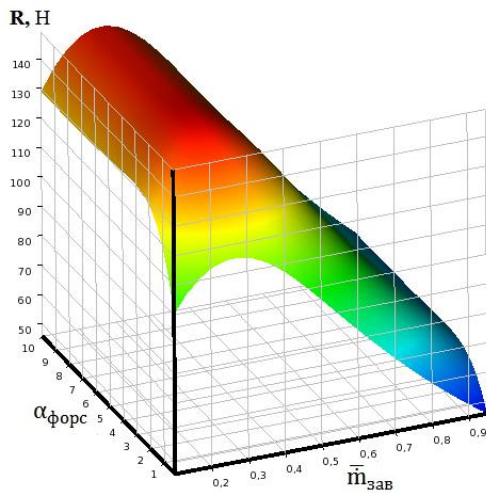


Рисунок 117. Тяга

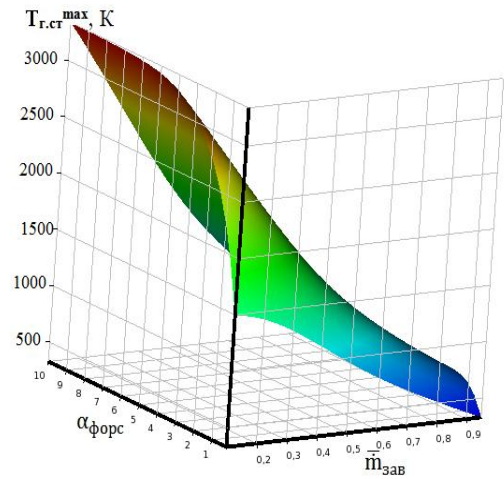


Рисунок 118. Максимальная температура газа вблизи стенки

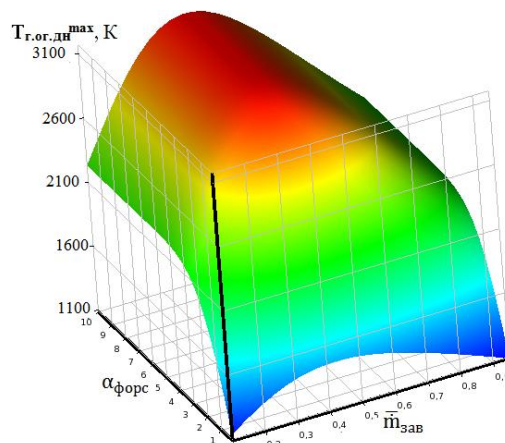


Рисунок 119. Максимальная температура газа вблизи огневого днища