

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

На правах рукописи

Богачёва

Богачева Дарья Юрьевна

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕГО (ЗАВЕСНОГО) ОХЛАЖДЕНИЯ
РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ
ГАЗООБРАЗНЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

Специальность 05.07.05

Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук, профессор

Козлов Александр Александрович

Москва 2014 г.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР РАБОТ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ЗАВЕСНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ	10
1.1. Общие сведения о внутреннем завесном охлаждении в ЖРД	10
1.2. Параметр тепловой эффективности завесного охлаждения	12
1.3. Анализ факторов, влияющих на тепловую эффективность завесного охлаждения применительно к ЖРД.....	13
1.4. Особенности расчета теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ при завесном охлаждении.....	24
1.5. Математические модели расчета соотношения компонентов топлива в пристеночном слое	24
2. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ В РДМТ С УЧЕТОМ ЗАВЕСНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ	43
2.1. Объект исследования	43
2.2. Система уравнений Навье-Стокса.....	47
2.3. Расчетная сетка.....	51
2.4. Замыкающие модели турбулентности	57
2.4.1. Гипотеза Буссинеска	57
2.4.2. Модель турбулентности типа $k-\varepsilon$	58
2.4.3. Модель турбулентности типа $k-\omega$	59
2.4.4. Модель SST Ментера	59
2.5. Численное моделирование процесса турбулентного горения с учетом конечной скорости химических реакций.....	61
2.5.1. Модель диссипации вихря (The Eddy Dissipation Model)	64
2.5.2. Модель тонкого фронта пламени (The Flamelet Model).....	65
3. РЕАЛИЗАЦИЯ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА В ANSYS CFX.....	68
3.1. Моделирование на секторной расчетной области	68
3.1.1. Влияние способа подачи компонентов топлива на энергетические параметры и тепловое состояние РДМТ.....	68

3.1.2. Влияние интенсивности турбулентности потоков КТ и коэффициента диффузии на интегральные характеристики РДМТ	79
3.2. Моделирование на полноразмерной КС	80
3.2.1. Влияние модели горения на результаты численного расчета рабочих процессов в КС РДМТ с газозавесным охлаждением	80
3.2.2. Диффузия газов в условиях РДМТ	83
4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В РДМТ С УЧЕТОМ ГАЗОЗАВЕСНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ	85
4.1. Огневой стенд для испытания РДМТ в атмосферных условиях	85
4.1.1. Система хранения и подачи топлива	87
4.1.2. Автоматизированная система управления	90
4.1.3. Система измерения, регистрации и автоматизированной обработки экспериментальных данных	93
4.2. Огневые испытания РДМТ	97
4.2.1. Кратковременные огневые испытания на металлической КС с кислородной завесой	97
4.2.2. Огневые испытания на металлической КС с воздушной завесой	101
4.2.3. Огневые испытания на композитной КС с воздушной завесой и выходом двигателя на стационарный режим работы	105
4.3. Сравнение результатов численного и экспериментального исследования рабочих процессов в РДМТ с учетом газозавесного охлаждения	110
4.4. Расчет соотношения КТ вдоль стенки КС на основе экспериментальных данных, полученных в ходе огневых испытаний РДМТ	114
4.5. Рекомендации по организации завесного охлаждения и моделированию внутрикамерных процессов в РДМТ с использованием ППП вычислительной гидрогазодинамики	117
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	119
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	122
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	125
ПРИЛОЖЕНИЕ 1. Результаты огневых испытаний РДМТ	133

ВВЕДЕНИЕ

Задачи дальнейшего освоения космического пространства и расширения использования космических средств для мониторинга, связи, метеорологии, обороны и науки имеют большое практическое значение в настоящее время. Решение таких целенаправленных задач привело к необходимости создания управляемых космических летательных аппаратов (КЛА). В качестве исполнительных органов системы управления (СУ) КЛА используются ракетные двигатели малых тяг (РДМТ), которые обеспечивают ориентацию объекта в пространстве, ускорение, торможение, коррекцию траектории и ряд других операций.

Одной из важных тенденций развития современного ракетного двигателестроения является разработка надежных и высокоэффективных РДМТ, работающих на экологически чистых несамовоспламеняющихся компонентах топлива (КТ): керосин+O₂, керосин+H₂O₂, H₂+O₂, CH₄+O₂.

Высокая эффективность работы (высокий удельный импульс) может быть реализована при соотношениях КТ, близких к стехиометрическим. При таком соотношении температура продуктов сгорания (ПС) находится на уровне 2800...3500К (при давлении в камере сгорания (КС) $p_k = 1$ МПа и коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 1$ для КТ керосин+O₂, керосин+H₂O₂, H₂+O₂, CH₄+O₂) [1, 2, 3]. Поэтому при применении высокоэнергетичных топлив проблема надежной тепловой защиты стенок КС РДМТ от высокотемпературных ПС (конвективного и радиационного тепловых потоков) остается актуальной.

Наиболее распространенным методом защиты стенок КС РДМТ от высокотемпературных ПС является, так называемое, внутреннее охлаждение (в литературе встречаются другие названия такого метода защиты: завесное, заградительное, пленочное или струйное).

Завесное охлаждение осуществляется путем создания около стенки низкотемпературного пристеночного слоя газа или жидкости (в зависимости от агрегатного состояния используемых КТ). Компонент топлива, используемый для

создания завесы (окислитель или горючее), подается на внутреннюю поверхность стенки КС через отверстия или щели различной конфигурации.

Использование завесного охлаждения в РДМТ сопровождается существенными потерями удельного импульса. Эти потери будут тем больше, чем ниже температура в пристеночном слое. Пристеночный слой образуется в результате перемешивания завесы и потока от периферийного (наиболее близкого к стенке КС) ряда форсунок смесительной головки. Температура газа в пристеночном слое, в свою очередь, зависит от целого ряда факторов, таких как:

- соотношение КТ в форсунках ближайшего к стенке КС ряда (в случае применения двухкомпонентных форсунок);
- расхода завесного охладителя;
- конструктивного исполнения системы завесного охлаждения и др.

Основными критериями выбора параметров завесного охлаждения является его тепловая и энергетическая эффективность. Под тепловой эффективностью подразумевается способность завесы предотвращать нагрев стенки КС выше максимальной рабочей температуры материала. Под энергетической эффективностью понимается минимизация потерь удельного импульса от использования завесы. Эти два критерия являются противоречивыми.

Таким образом, исследование вопроса эффективной организации рабочего процесса в КС РДМТ с учетом завесного охлаждения на несамовоспламеняющихся топливах является актуальной научно-технической задачей. Эта актуальность, прежде всего, связана с отсутствием инженерной методики расчета турбулентного перемешивания завесы с основным потоком ПС применительно к рабочим процессам в РДМТ. Кроме того, в настоящее время используются методики расчета, основывающиеся на экспериментальных коэффициентах, при этом развитие инструментов компьютерного моделирования позволяет проводить численные эксперименты с высоким уровнем точности. Совершенствование методик расчета высокоэффективных РДМТ на основе численного моделирования внутрикамерных процессов является актуальной научной задачей.

Объектом исследования является РДМТ, работающий на несамовоспламеняющихся экологически чистых газообразных КТ: $\text{CH}_4 + \text{O}_2$.

Целью работы является повышение эффективности разработки РДМТ, работающего на непрерывном режиме путем применения численного моделирования внутрикамерных процессов в РДМТ с учетом завесного охлаждения.

Основные задачи, решаемые в диссертационной работе:

1. Анализ современного состояния вопроса моделирования завесного охлаждения в ЖРД.
2. Выбор математической модели и метода математического моделирования теплового состояния РДМТ для проведения расчетов.
3. Верификация модели по огневым испытаниям РДМТ с целью определения теплового состояния КС и оценки адекватности использованных математических моделей и принятых при расчетах допущений.
4. Разработка рекомендаций по моделированию внутрикамерных процессов в РДМТ с использованием пакетов прикладных программ вычислительной гидрогазодинамики.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Проведен анализ влияния основных параметров системы охлаждения (параметра вдува M , конструктивного исполнения системы охлаждения и способа подачи охладителя: высоты щели, толщины стенки над щелью, угла выхода охлаждающего газа, способа ввода охлаждающего компонента (радиально или тангенциально), расположения щелей завесы относительно форсунок и т.д.) на тепловое состояние КС РДМТ.
2. Проведено численное моделирование теплового состояния КС с учетом завесного охлаждения.
3. На основе проведенных экспериментальных исследований уточнена математическая модель турбулентного перемешивания завесы с продуктами сгорания основного потока с учетом особенностей двигателей малых тяг.
4. Даны рекомендации по моделированию внутрикамерных процессов в РДМТ.

Практическая значимость работы. Усовершенствованная инженерная методика расчета турбулентного перемешивания завесы с ПС основного потока позволяет уточнить прогнозирование теплового состояния стенки КС и сопла. Показано, что корректное численное моделирование (корректная постановка граничных условий) теплового состояния стенки КС с помощью современного коммерческого программного комплекса ANSYS CFX не уступает по точности определения характеристик теплообмена в РДМТ экспериментальным данным, позволяет дополнить, а в некоторых случаях заменить дорогостоящий эксперимент с целью получения распределения профиля температур в пристеночном слое вдоль стенки КС с приемлемой для инженерной практики точностью.

Методы исследования. При решении поставленных задач использовались численные методы моделирования процессов газовой динамики, реализованные на базе коммерческого пакета ANSYS CFX. Экспериментальное изучение объекта исследования проводилось на огневом стенде с применением аттестованных средств измерений и регистрации параметров.

Положения, выносимые на защиту:

1. Результаты математического моделирования теплового состояния КС РДМТ с учетом завесного охлаждения.
2. Методика расчета РДМТ с учетом завесного охлаждения на основе численного моделирования внутрикамерных процессов.

Достоверность полученных результатов, выводов и рекомендаций, сформулированных в диссертации, обеспечивается:

- использованием известных научных положений и методов исследований;
- использованием фундаментальных положений газовой динамики;
- применением сертифицированных программных средств для численных расчетов задач механики сплошной среды;
- согласованием результатов численного эксперимента с экспериментальными данными.

Апробация результатов работы. Основные результаты работы обсуждались на:

- ✓ 10-й Международной конференции "Авиация и космонавтика-2011" (МАИ (НИУ), г. Москва, 2011);
- ✓ XIX-й Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов (Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С. П. Королева, г. Москва, 2011);
- ✓ IV-й Общероссийской молодежной научно-технической конференции "Молодежь. Техника. Космос" (Балтийский государственный технический университет "Военмех" имени Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, 2012);
- ✓ 11-й Международной конференции "Авиация и космонавтика - 2012" (МАИ (НИУ), г. Москва, 2012);
- ✓ V-й Общероссийской молодежной научно-технической конференции "Молодежь. Техника. Космос" (Балтийский государственный технический университет "Военмех" имени Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, 2013);
- ✓ Восьмой международной научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых "Энергия - 2013" (Ивановский государственный энергетический университет имени В. И. Ленина, г. Иваново, 2013);
- ✓ 12-й Международной конференции "Авиация и космонавтика - 2013" (МАИ (НИУ), г. Москва, 2013).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 10 печатных работ, из них 5 в журналах и изданиях, имеющих аккредитацию ВАК.

Структура и объем диссертации. Работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка используемых источников из 79 наименований, приложения на 7 страницах, изложена на 139 страницах машинописного текста, включающего 79 иллюстраций и 14 таблиц.

Краткое содержание работы.

Во введении обоснована актуальность темы, сформулированы цель и задачи исследования, отражены научная новизна, практическая значимость, приведены положения, выносимые на защиту.

В первой главе представлен обзор литературных источников, посвященных исследованиям завесного охлаждения применительно к КС жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

Вторая глава посвящена объекту исследования и описанию используемой математической модели внутрикамерных процессов в РДМТ с учетом внутреннего завесного охлаждения.

В третьей главе приводится реализация численного эксперимента в ANSYS CFX, а также результаты расчетно-теоретического исследования.

В четвертой главе описан огневой экспериментальный стенд, дается описание последовательности проведения экспериментов, а также представлены основные результаты огневых запусков разработанного двигателя. Приводятся рекомендации и предложения по организации газозавесного охлаждения и расчету РДМТ на ранних этапах проектирования.

Заключение содержит основные результаты и выводы диссертационной работы.

1. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР РАБОТ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ЗАВЕСНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

1.1. Общие сведения о внутреннем завесном охлаждении в ЖРД

В современной технике газовые завесы широко используются для тепловой защиты обтекаемых поверхностей от высокотемпературных и химически активных газовых потоков: например, для охлаждения лопаток газовых турбин, КС и сопел двигателей, для защиты внутренних поверхностей дымовых труб и металлургических печей.

В связи с особенностями режимов работы РДМТ, такими как:

- многократные кратковременные включения, что означает неэффективность использования регенеративного охлаждения;
- небольшие геометрические размеры КС, обязывающие организовать быстрое перемешивание и сгорание КТ;
- предварительная газификация КТ для организации качественного перемешивания

внутреннее завесное охлаждение является практически единственным и наиболее эффективным способом обеспечить надежное охлаждение стенки КС РДМТ.

Его можно организовать одним из двух способов:

- 1) с помощью поясов завес, когда охлаждающий компонент (окислитель или горючее) подается на внутреннюю поверхность стенки через специальные щели, выполненные в этой стенке (рисунок 1, а);
- 2) впрыском топлива через специальные форсунки или щели, располагаемые по периферии смесительной головки (рисунок 1, б).

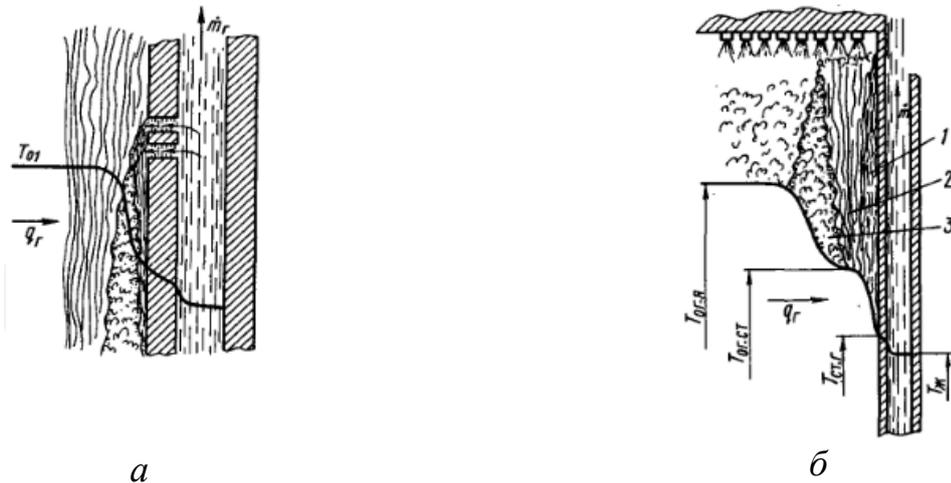


Рисунок 1. Способы организации завесного охлаждения [4]:

а - защита стенки с помощью пояса завесы,

б - организация внутреннего охлаждения от головки

При подаче газообразного охладителя в начале участка со стенкой соприкасается только компонент завесы. По мере удаления от начального участка, состав газообразных продуктов возле стенки будет постепенно изменяться под воздействием процессов перемешивания с ближайшими слоями ПС и горения топлива при соотношении между компонентами, далеком от стехиометрического. Вследствие этого температура газа в пристеночном слое значительно ниже, чем в ядре потока. Признаком перехода из ядра потока в пристеночный слой является заметное изменение соотношения компонентов k_m (рисунок 2).

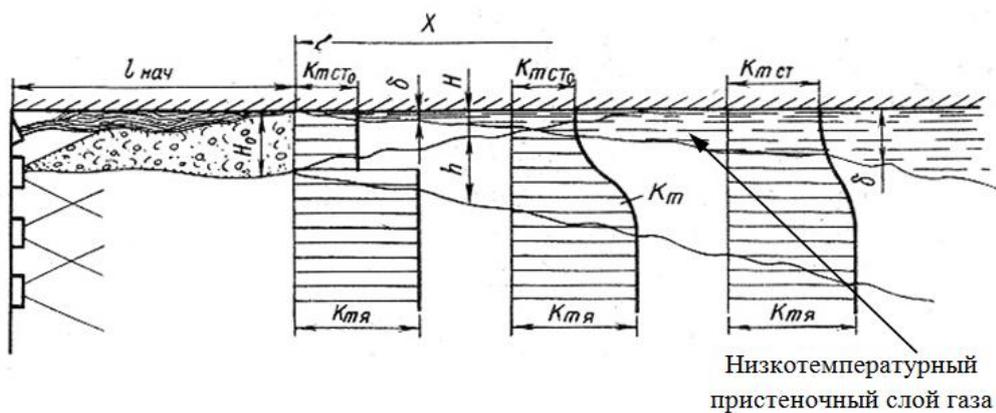


Рисунок 2. Схема образования низкотемпературного пристеночного слоя [4]

1.2. Параметр тепловой эффективности завесного охлаждения

Основным параметром, определяющим интенсивность теплообмена при наличии газовой завесы, является так называемая тепловая эффективность газовой завесы. Под тепловой эффективностью подразумевается способность завесы предотвращать нагрев стенки КС выше максимальной рабочей температуры материала.

В работе [5] тепловая эффективность завесного охлаждения при дозвуковых скоростях течения завесы и основного потока определяется как:

$$\eta = \frac{T_{\text{ст}} - T_{\infty}}{T_3 - T_{\infty}}, \quad (1)$$

где:

$T_{\text{ст}}$ - температура стенки со стороны газа,

T_{∞} - термодинамическая температура основного потока,

T_3 - температура газа, подаваемого в завесу.

В [6] предлагается оценивать адиабатическую эффективность завесного охлаждения по следующему критерию:

$$\eta = \frac{T_0 - T_{\text{ад}}}{T_0 - T_3}, \quad (2)$$

где:

T_0 - температура основного потока на внешней границе пограничного слоя,

$T_{\text{ад}}$ - температура адиабатической стенки.

Неоднозначность определения T_0 , T_{∞} и предположение об адиабатичности стенки делает невозможным использование этих критериев для определения эффективности завесного охлаждения РДМТ. По этим причинам для определения тепловой эффективности завесного охлаждения более применим подход, предложенный в работе [7]:

$$\theta = \frac{T_{\text{ст.бз}}(x) - T_{\text{ст.з}}(x)}{T_{\text{ст.бз}}(x) - T_3}, \quad (3)$$

где:

$T_{ст.бз}(x)$ и $T_{ст.з}(x)$ - температура стенки без завесного охлаждения и при его наличии;

x - текущая координата.

Далее для оценки тепловой эффективности завесного охлаждения будет использоваться именно этот критерий.

1.3. Анализ факторов, влияющих на тепловую эффективность завесного охлаждения применительно к ЖРД

Изучению газовых завес посвящено большое число экспериментальных и теоретических работ как отечественных, так и зарубежных авторов.

Так, в работе [7], исследуется эффективность завесного охлаждения в ракетном двигателе (РД), работающем на смеси $H_2(г)+O_2(ж)$. В качестве охладителя использовался газообразный водород.

В работе рассматривается влияние следующих факторов на эффективность завесного охлаждения:

1) относительный удельный массовый расход M (или параметр вдува), определяемый соотношением:

$$M = \frac{\rho_2 u_2}{\rho_\infty u_\infty}, \quad (4)$$

где:

ρ_2 и ρ_∞ - плотности охладителя и основного потока;

u_2 и u_∞ - скорости подачи охладителя и основного потока;

2) давление в камере сгорания;

3) конструкция и положение щели.

Результаты экспериментов показывают, что чем больше величина M , тем выше эффективность завесного охлаждения, давление же оказывает незначительное влияние на эффективность охлаждения.

Для исследования влияния расположения щели на эффективность охлаждения использовались две конфигурации положения щели подачи охладителя (рисунок 3).

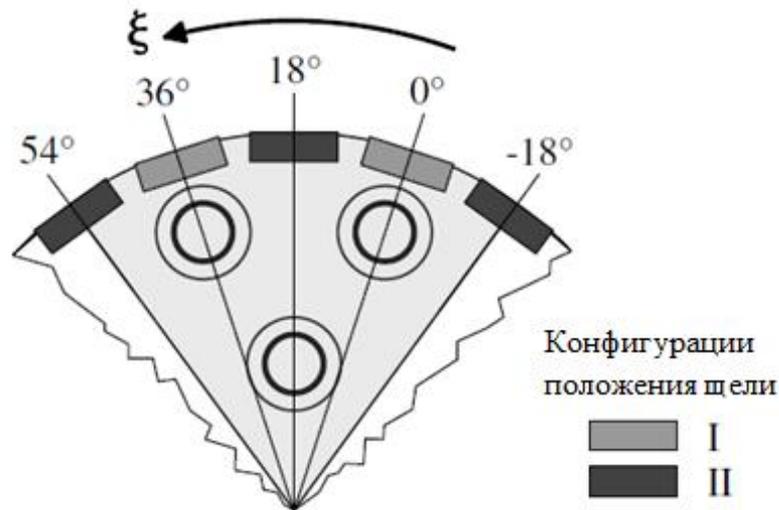


Рисунок 3. Конфигурации положения щели подачи охладителя [7]

Первая конфигурация положения щели соответствует углам $\xi = 0^\circ$ и 36° .

Щель располагается непосредственно за внешней коаксиальной струйной форсункой в треугольнике подачи. Вторая конфигурация положения щели соответствует углам $\xi = -18^\circ$, 18° и 54° , когда щель располагается между внешними коаксиальными струйными форсунками в треугольнике подачи. Исследования показали, что эффективность завесного охлаждения существенно выше для второй конфигурации, когда щели располагаются между форсунками. Это объясняется уменьшением размыва потока, вытекающего из щели завесы, продуктами сгорания компонентов топлива от форсунок периферийного ряда.

Для изучения влияния конструкции щели на эффективность завесного охлаждения использовались щели с высотой $s = 0,25$ мм и $s = 0,4$ мм. Результаты экспериментов показывают независимость эффективности завесного охлаждения от высоты щели.

Большой интерес представляет работа [8], в которой эксперименты по изучению дозвуковых и сверхзвуковых газовых завес проводились на РДМТ, работающем на компонентах топлива керосин+ O_2 (г). В работе исследовалось влияние следующих факторов на эффективность завесного охлаждения:

- 1) способа организации завесы;
- 2) относительного массового расхода охладителя \bar{m}_3 , который определяется как:

$$\bar{m}_3 = \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_\Sigma}, \quad (5)$$

где:

\dot{m}_3 - расход компонента на завесу;

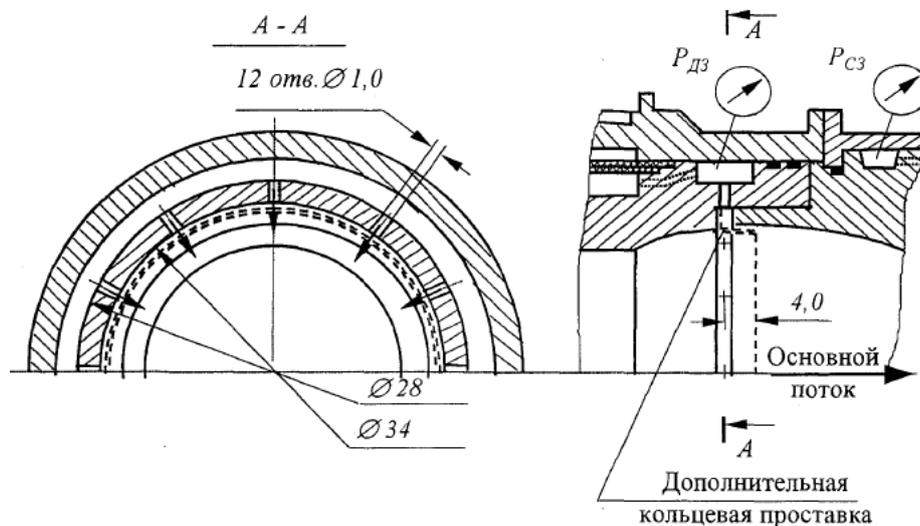
\dot{m}_Σ - суммарный расход компонентов через камеру.

3) рода завесного газа.

Для изучения влияния способа организации завесы охлаждающий газ подавался четырьмя различными способами, формируя так называемую радиальную и тангенциальную завесы с закруткой и без закрутки газа (рисунок 4). Радиальная незакрученная завеса получалась путем подачи охладителя через 12 равномерно расположенных по окружности отверстий в направлении от периферии к оси камеры под прямым углом к охлаждаемой стенке (рисунок 4, а).

В радиальную закрученную завесу охлаждающий газ подавался по касательной к образующей внутренней поверхности камеры сгорания через 12 равномерно расположенных по окружности отверстий (рисунок 4, б).

Тангенциальные закрученные и незакрученные завесы отличаются от радиальных наличием дополнительной кольцевой проставки, которая отклоняет поток охладителя в сторону движения основного потока и направляет его вдоль стенки камеры сгорания. Кольцевая проставка показана на рисунке 4, а штриховой линией.



а

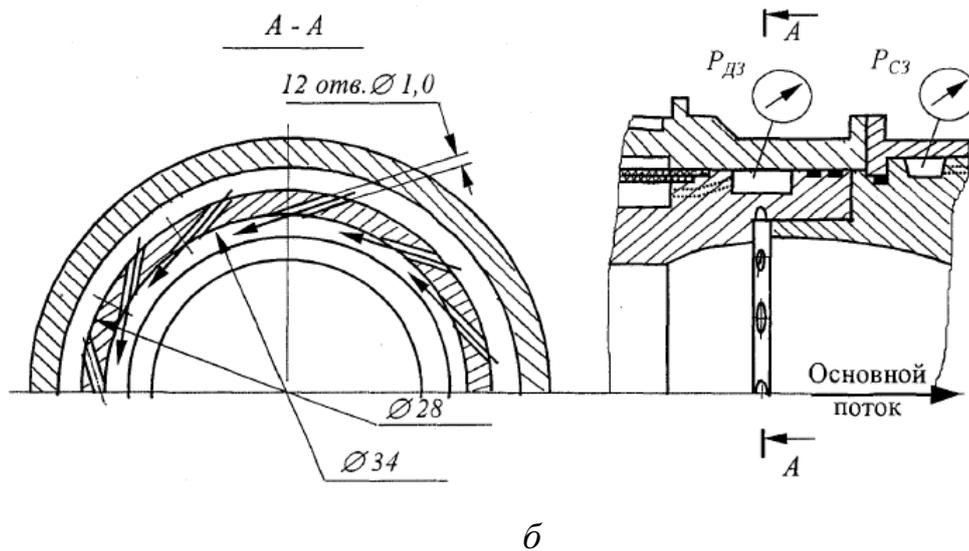


Рисунок 4. Способы организации завесы [8]:

а - радиальная незакрученная завеса,

б - радиальная закрученная завеса

Согласно экспериментальным данным при сравнительно небольших относительных массовых расходах охлаждающего газа в завесу ($\bar{m}_z = 0,236$), представляющих практический интерес с учетом оценки экономичности изделия, закрученные завесы имеют более высокую эффективность охлаждения по сравнению с незакрученными.

По видимому, это связано с тем, что центробежная сила прижимает поток завесы к стенке и препятствует его преждевременному размытию продуктами сгорания основного потока.

Для изучения влияния рода охлаждающего вещества на эффективность охлаждения в качестве завесного газа в работе [8] использовались газообразные кислород и азот. При использовании незакрученных завес эффективность охлаждения не зависит от рода завесного газа, тогда как закрученные завесы при подаче азота имеют большую эффективность охлаждения, чем при подаче кислорода. Автор объясняет этот факт участием некоторой доли подаваемого в завесу кислорода в процессе горения топлива. Но необходимо также учитывать, как это упоминалось выше, роль центробежной силы, возникающей при закрутке потока, которая по разному препятствует смешиванию завесы с основным потоком. Поэтому при использовании газов с различными физическими

свойствами, такими как плотность, вязкость, теплоемкость и теплопроводность, различие в эффективности применения их в качестве завесы, при прочих равных условиях, может объясняться также и различием в условиях тепломассообмена и переноса вещества.

В работе [8] также рассматривалось влияние относительного массового расхода охладителя на эффективность газовой завесы: чем больше расход охлаждающего компонента, тем выше эффективность охлаждения.

Экспериментальные исследования по изучению влияния расположения щелей завесы на эффективность завесного охлаждения были проведены в работе [9]. Экспериментальная установка представляла собой РД, работающий на компонентах топлива $\text{CH}_4(\text{г})+\text{O}_2(\text{ж})$. В качестве охлаждающего компонента использовался газообразный метан.

Как и в работе [7], исследования проводились для двух конфигураций расположения щелей завесы: первая конфигурация соответствовала расположению щели непосредственно за внешней коаксиальной струйной форсункой, вторая конфигурация соответствовала положению, когда щели находятся между форсунками.

Данные проведенных экспериментов еще раз подтверждают, что расположение щелей существенно влияет на эффективность завесного охлаждения. Таким образом, наиболее выгодным с точки зрения эффективности охлаждения стенок камеры сгорания является расположение щелей между периферийными форсунками. Авторами работы это объясняется суперпозицией действия потоков от соседних щелей, которые создают слой холодного завесного компонента топлива, препятствующего нагреву стенки от продуктов сгорания, идущих от форсунки, расположенной между данными щелями.

Влияние относительного массового расхода охладителя на эффективность завесного охлаждения также рассматривалось в работе [10]. Объектом исследования являлся РД, работающий на компонентах топлива керосин+ $\text{O}_2(\text{г})$. В качестве охладителя использовался газообразный азот N_2 и керосин. Исследования проводились при давлении в камере $p_{\text{к}} = 2$ МПа и постоянном

соотношении компонентов топлива $k_m = 3,2$. Значение относительного массового расхода охладителя \bar{m}_z варьировалась от 0,05 до 0,15. Результаты экспериментов показывают, что чем выше относительный массовый расход охладителя, тем выше эффективность завесного охлаждения. С увеличением расстояния от точки подачи охладителя эффективность завесного охлаждения постепенно снижается (рисунок 5).

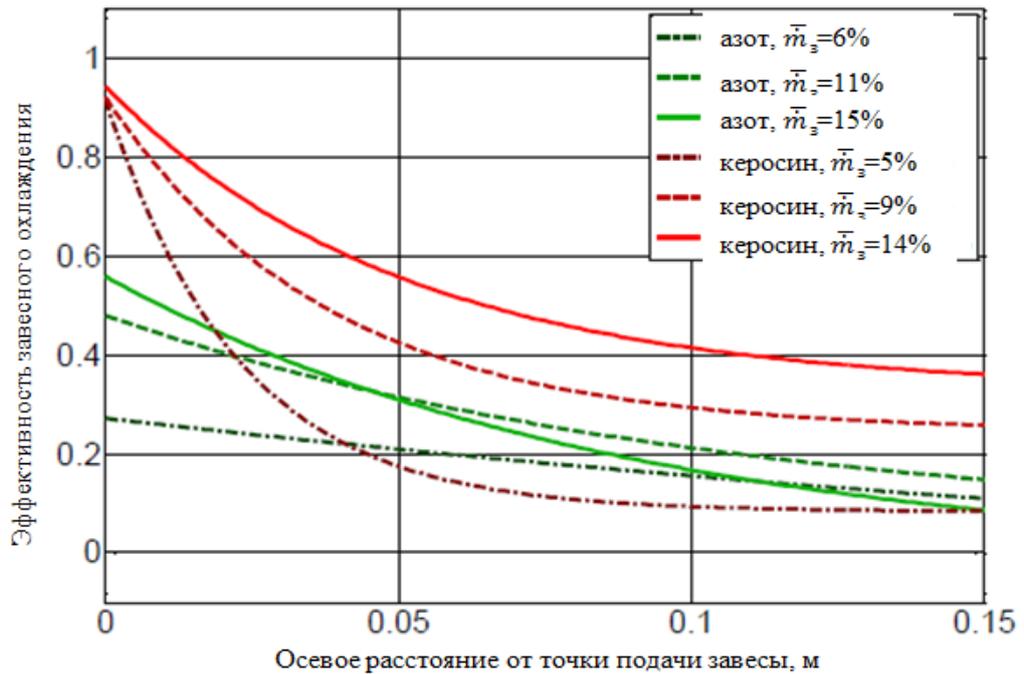


Рисунок 5. Влияние величины относительного массового расхода охладителя на эффективность завесного охлаждения [10]

Особое внимание стоит уделить работе [11], в которой исследуется тепловое состояние стенок камер сгорания РД, работающих на газообразных компонентах топлива CH_4+O_2 , H_2+O_2 и $\text{CO}+\text{O}_2$. Особенностью данных двигателей является то, что для их охлаждения используется новый метод, получивший название "вихревое охлаждение". Суть метода состоит в следующем: весь окислитель, используемый в качестве охладителя, подается в камеру сгорания не смесительной головкой, а с помощью тангенциальных каналов, расположенных в цилиндрической осесимметричной части камеры. Благодаря такому тангенциальному вводу образуется вихрь окислителя вдоль стенки камеры сгорания, который способен ограничить зону горения топлива в центральной

области камеры, уменьшая тем самым перенос теплоты к поверхности стенок. Горючее, в свою очередь, впрыскивается с помощью смесительной головки, и, попадая в камеру сгорания, быстро вовлекается в вихревой поток окислителя, образуя внутренний вихрь, где происходит горение топлива. Общая концепция такого двигателя показана на рисунке 6.



Рисунок 6. РД с вихревым охлаждением [11]

Для визуализации течения при таком способе организации охлаждения во время горячих запусков использовали прозрачный акриловый сегмент камеры сгорания. На рисунке 7 показана фотография цилиндрической КС при горении $\text{H}_2 + \text{O}_2$ с соотношением компонентов $k_m = 6$ и давлением в камере $p_k \approx 0,9186$ МПа. Для масштаба: наружный диаметр акрилового сегмента камеры сгорания составляет 0,09 м.

Из рисунка 7 следует, что зона горения ограничена внутренней областью камеры и что кольцо холодного газа отделяет внутреннюю поверхность стенки от зоны горения.



Рисунок 7. Фотография зоны горения, ограниченной внутренним вихрем [11]

В работе была проведена серия горячих двухсекундных запусков. Результаты экспериментальной отработки показали высокую эффективность работы двигателей. Так для РД, работающем на компонентах топлива H_2+O_2 , удельный импульс составил 97% от теоретически возможного (рассчитанного с помощью программы СЕА 2000), для CH_4+O_2 - 98%, для $\text{CO}+\text{O}_2$ - 86%. При этом увеличение температуры стенки камеры относительно начальной температуры для РД на H_2+O_2 составило 2-8°C.

Очевидно, что такой способ организации рабочего процесса в камере является перспективным, но данные об экспериментах, приведенные в работе [11], являются недостаточными для выводов о тепловой эффективности такого способа организации охлаждения. Время огневых запусков РДМТ не вполне достаточно для определения полноты сгорания и удельного импульса, и не позволяет судить о стационарном тепловом состоянии стенки КС.

Исследования по изучению влияния угла подачи охладителя на эффективность завесного охлаждения проводились в работах [12, 13, 14, 15] (рисунок 8, б). Результаты экспериментальных исследований свидетельствуют о том, что с увеличением угла подачи охладителя эффективность завесы уменьшается, достигая минимума при радиальном вдуве. Это объясняется размытием завесы основным потоком из-за разности направлений течения.

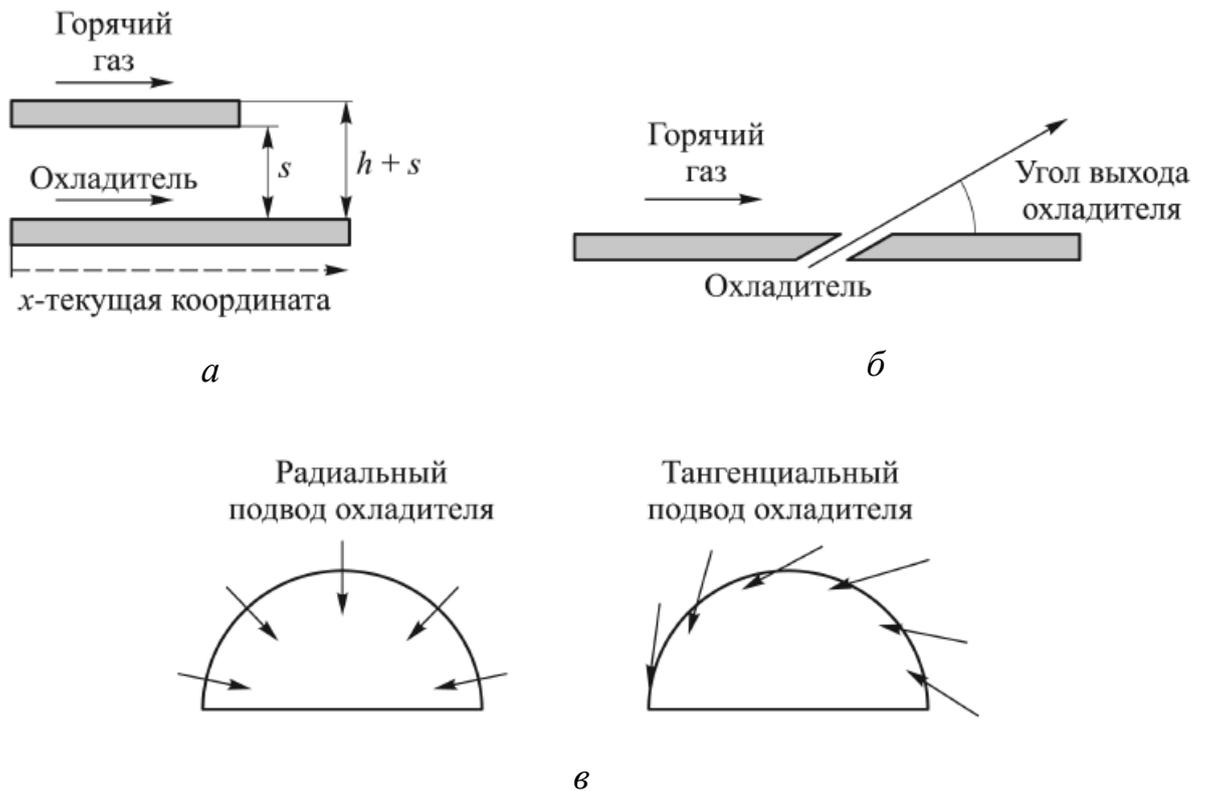


Рисунок 8. Схема способов подачи охладителя:

а - высота щели и толщина стенки над щелью,

б - угол выхода охладителя,

в - радиальный и тангенциальный способы подачи охладителя [16]

Результаты экспериментов, описанные в работах [17 и 18], свидетельствуют о том, что при относительных скоростях истечения завесы и основного потока, близких к единице, эффективность завесы существенно зависит от величины отношения толщины стенки над щелью к высоте щели h/s . Чем меньше отношение h/s , тем выше эффективность завесного охлаждения (рисунок 9). Это объясняется тем, что наличие сравнительно толстого козырька над щелью способствует дополнительной турбулизации потока за щелью.

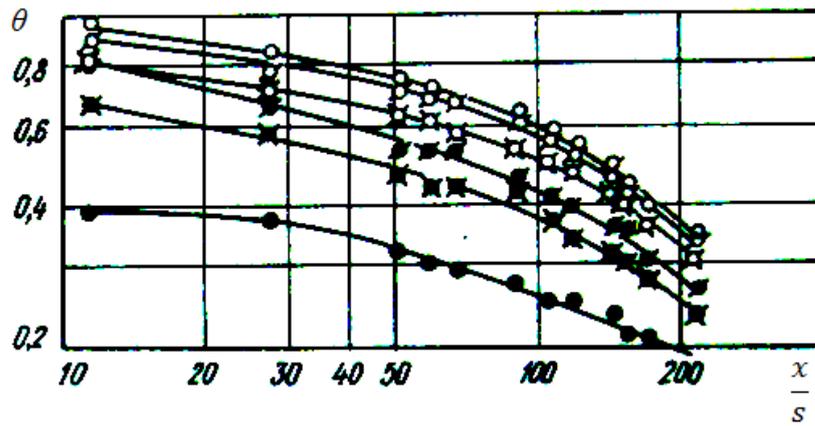


Рисунок 9. Влияние толщины стенки козырька над щелью h на эффективность завесного охлаждения при тангенциальном вдуве при $\rho_2/\rho_\infty = 1$ и $u_2/u_\infty = 1,07$

Обозначение	○	◐	⊗	◑	⊗	●
h/s	0,126	0,38	0,63	0,89	1,12	1,9

 [5]

Влияние интенсивности турбулентности охладителя в щели и основного потока было рассмотрено в работах [19 и 20]. Изменение интенсивности турбулентности охладителя в щели от 5,5 до 9,5% слабо влияет на эффективность завесного охлаждения [19], тогда как увеличение интенсивности основного потока от 3,2 до 22% существенно уменьшает эффективность завесного охлаждения [20].

Стоит отметить, что для достаточно точного эксперимента по определению степени влияния турбулентности завесы на ее эффективность необходимо специальное термоанемометрическое оборудование. Однако имеется ряд ограничений, которые препятствуют его использованию в приложении к исследованию процессов в камерах сгорания РДМТ [21]. К этим ограничениям относятся: очень высокая температура в камере сгорания РД; быстроменяющийся по времени поток, в котором необходимо проводить измерения; сложность монтажа оборудования в КС; нарушение естественной целостности потока при использовании зонда; высокая стоимость оборудования.

Таким образом, эффективность завесного охлаждения зависит от целого ряда факторов. К числу основных следует отнести такие, как:

1) конструктивное исполнение системы охлаждения и способ подачи охладителя: высота щели s (рисунок 8, *a*); толщина стенки над щелью h (рисунок 8, *a*); угол выхода охлаждающего газа (рисунок 8, *б*); радиальный или тангенциальный ввод охлаждающего компонента (рисунок 8, *в*); расположение щелей завесы относительно форсунок (рисунок 3);

2) характеристики, относящиеся к завесе: массовый расход охладителя или относительный массовый расход охладителя; химический состав охладителя; температура охладителя; уровень турбулентности потока охлаждающего газа;

3) характеристики рабочего процесса в камере сгорания: давление; температура основного потока; интенсивность турбулентности основного потока; толщина пограничного слоя;

4) параметры совместного течения завесы и основного потока: параметр вдува M .

Исходя из вышесказанного, можно дать следующие рекомендации по организации завесного охлаждения камер сгорания РДМТ:

1. Параметр вдува M должен быть близким к единице.
2. Охладитель следует подавать вдоль стенки камеры сгорания (угол выхода охладителя равен нулю).
3. Щели подачи охладителя следует располагать между периферийными форсунками.
4. Течение основного потока следует организовать таким образом, чтобы оно было как можно более ламинарным (интенсивность турбулентности основного потока должна быть как можно меньшей) [16].

1.4. Особенности расчета теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ при завесном охлаждении

При использовании внутреннего завесного охлаждения температура стенки $T_{ст.г}$ снижается благодаря защите ее газовым слоем с пониженной, по сравнению с ядром, температурой. Сохранность стенки обеспечивается снижением тепловых потоков в стенки камеры двигателя. Наибольшее воздействие завеса охлаждения оказывает на конвективный тепловой поток. Для того чтобы рассчитать теплообмен между продуктами сгорания и стенками камеры, необходимо знать состав и температуру газа в пристеночном слое во всех сечениях камеры сгорания и сопла, которые, в свою очередь, определяются только соответствующими соотношениями компонентов. Поэтому для определения конвективного теплового потока необходимо найти расчетное соотношение $k_{т\ расч}$ вдоль стенки КС.

Явление турбулентного перемешивания газовых потоков применительно к рабочему процессу в РДМТ изучено недостаточно. Однако, попытки создать расчетные методики турбулентного перемешивания завесы предпринимались многими авторами, и провести оценочный расчет газофазного смешения основного потока и охладителя оказывается возможным.

Ниже будут рассмотрены инженерные методики, описывающие алгоритмы расчета соотношения КТ вдоль стенки КС.

1.5. Математические модели расчета соотношения компонентов топлива в пристеночном слое

Расчеты проводились для РДМТ, работающего на топливной паре: $CH_4(г)+O_2(г)$. Смесительный элемент – двухкомпонентная струйно-центробежная форсунка. На форсуночной головке имеется шесть форсунок, расположенных по периферии. Завеса выполнена фрезерованием 20 каналов на нижней распределительной пластине (рисунок 10).

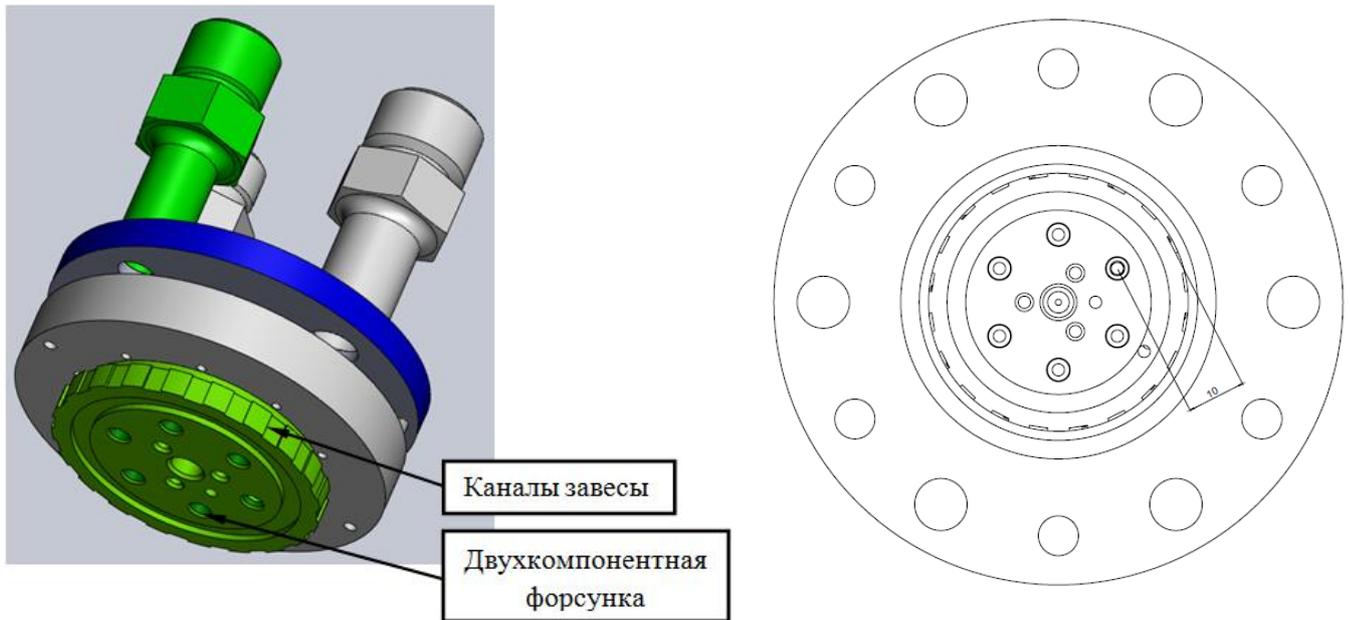


Рисунок 10. К расчету турбулентного перемешивания завесы и основного потока

В отечественном ракетостроении широкое распространение получила методика, разработанная Иевлевым В. М. и опубликованная в [4]. Согласно данной методике, при движении газообразной завесы вдоль стенки КС в результате ее турбулентного перемешивания с продуктами сгорания основного потока среднее соотношение компонентов в пристеночном слое k_m будет постепенно изменяться от начального k_{m0} до предельного k'_m , которое соответствует полному перемешиванию завесы с пристеночным слоем (рисунок 11).

В то же время соотношение компонентов $k_{m \text{ расч}}$ непосредственно возле стенки, т. е. в зоне пограничного слоя, определяющего конвективный теплообмен, будет соответственно изменяться от $k_{m \text{ расч}} = 0$ (в случае использования завесы горючего) или от $k_{m \text{ расч}} = \infty$ (в случае использования завесы окислителя) до предельного значения $k_{m \text{ расч}} = k'_m$.

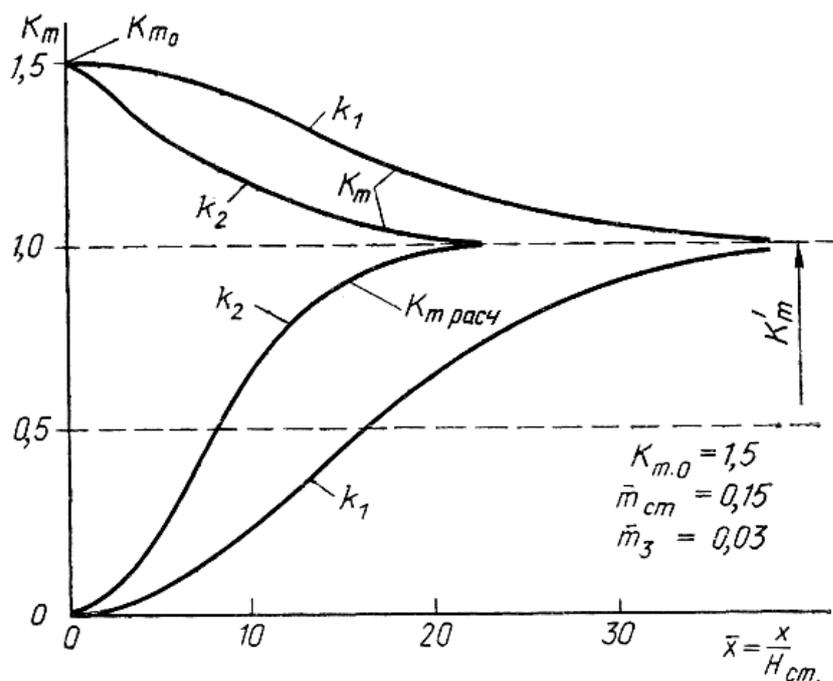


Рисунок 11. Изменение k_m и $k_{m \text{ расч}}$ по длине стенки КС [4]

На рисунке 11 приведены кривые изменения k_m и $k_{m \text{ расч}}$ от \bar{x} , иллюстрирующие процесс перемешивания завесы с пристеночным слоем и ход изменения соотношения компонентов в среднем по пристеночному слою k_m и непосредственно возле стенки $k_{m \text{ расч}}$ при следующих исходных данных:

$$\bar{m}_{\text{ст}}=0.15, \bar{m}_z=0.03, K_{m0}=1.5, K_1 = 0.05 \cdot 10^{-2}, K_2 = 0.2 \cdot 10^{-2},$$

где

\bar{x} - относительная осевая координата;

$\bar{m}_{\text{ст}}$ - относительный расход топлива в пристеночном слое;

\bar{m}_z - относительный расход топлива на завесу;

K_{m0} - начальное соотношение компонентов в пристеночном слое;

K - постоянная, отражающая факторы, влияющие на интенсивность турбулентности в пристеночном слое.

Как видно из рисунка 11, полнота турбулентного перемешивания существенно зависит от постоянной K : при $K_1 = 0,05 \cdot 10^{-2}$ полное перемешивание завесы с пристеночным слоем завершается на расстоянии $\bar{x} = 40$, а при $K_2 = 0,2 \cdot 10^{-2}$ это расстояние сокращается вдвое: $\bar{x} = 20$.

Расчет турбулентного перемешивания для выбранного объекта проводился при следующих допущениях:

1. Начальная толщина пристеночного слоя определяется как среднее по периметру расстояние от последнего ряда форсунок до стенки КС [4]. В рассматриваемом объекте имеется всего один ряд форсунок, поэтому начальная толщина пристеночного слоя считается равной расстоянию от оси форсунок до стенки КС.

2. В пристеночный слой попадает половина расхода окислителя и половина расхода горючего от последнего периферийного ряда форсунок, т. е. применительно к объекту исследования половина расхода, идущего на форсунки.

3. Постоянная K изменяет свое значение: $K \approx (0.05 \div 0.2) \cdot 10^{-2}$.

Результаты расчета представлены в виде графиков изменения соотношения компонентов в пристеночном слое и непосредственно вблизи стенки КС (рисунок 12).

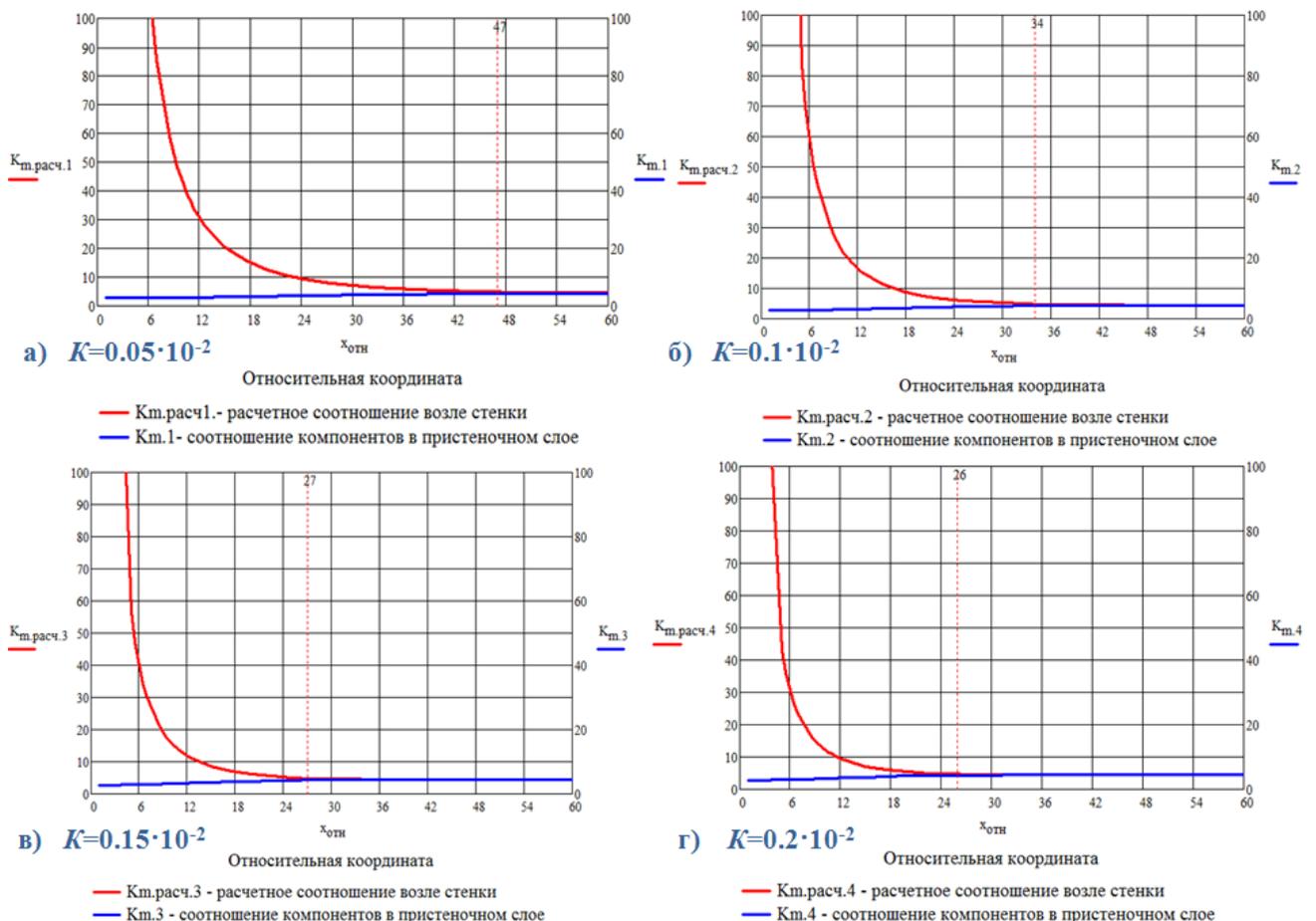


Рисунок 12. Изменение соотношения КТ по длине КС в пристеночном слое и непосредственно возле стенки для значений постоянной К:

1) $K_1 = 0.05 \cdot 10^{-2}$, 2) $K_2 = 0.10 \cdot 10^{-2}$, 3) $K_3 = 0.15 \cdot 10^{-2}$, 4) $K_4 = 0.2 \cdot 10^{-2}$

Согласно результатам расчета, полное перемешивание завесы с пристеночным слоем в зависимости от значения постоянной K произойдет на расстоянии $\bar{x} \approx 50..25$. Учитывая реальные размеры КС и сопла (длина КС с соплом составляет $x_a=0.138$ м или в относительных координатах $\bar{x}_a=13.8$), можно сделать вывод о том, что полного перемешивания завесы с продуктами сгорания пристеночного слоя не произойдет.

Особый интерес также вызывает работа [22], в которой содержится так называемая аналитическая модель вовлечения, рекомендованная для анализа завесного охлаждения в КС ЖРД.

Согласно данной методике адиабатическая температура стенки зависит от соотношения компонентов вблизи стенки, которое получается в результате перемешивания потока охладителя с центральным потоком, образованным форсунками. Для того, чтобы найти это соотношение компонентов предлагается найти ту часть основного потока, которая вовлекается в пристеночный слой, содержащий весь расход охладителя:

$$\frac{W_E}{W_c} = \frac{W - W_c}{W_c} \left[2 \frac{\psi_r \bar{x}}{r_i - s_i} - \left(\frac{\psi_r \bar{x}}{r_i - s_i} \right)^2 \right] \quad (6)$$

где

W_E - вовлекаемый расход, кг/с - расход газа, вовлекаемого в пристеночный слой в результате турбулентного перемешивания основного потока и охладителя;

W_c - расход охладителя, подаваемого в завесу, кг/с;

W - суммарный расход топлива через камеру сгорания, кг/с;

ψ_r - коэффициент доли вовлекаемого расхода, безразмерная величина - эмпирический параметр, описывающий уровень турбулентности, конфигурацию щели подачи охладителя, эффекты центробежных форсунок, а также повороты и ускорение потока. Вычисляется по формуле (7).

\bar{x} - эффективная длина контура, м. Представляет собой полуэмпирическую величину, рассчитанную с учетом кривизны камеры сгорания, а также эффектов двумерных течений и турбулентности, вызванных форсунками. Вычисляется по формуле (8).

r_i - радиус камеры сгорания в точке подачи охладителя, м;

s_i - высота слоя перемешивания в точке подачи охладителя, м. Определяется как среднее по периметру расстояние от последнего ряда форсунок до стенки камеры сгорания.

Коэффициент доли вовлекаемого расхода ψ_r :

$$\psi_r = \frac{0.1 \frac{u_c}{u_e}}{\left(\frac{\rho_c}{\rho_e}\right)^{0.15} \left(\frac{\rho_c u_c s_i}{\mu_c}\right)^{0.25} f} \quad (7)$$

Эффективная длина контура \bar{x} :

$$\bar{x} = \int_{x_i}^x \frac{(\rho_e u_e r)_x}{(\rho_e u_e r)_{x_i}} dx \quad (8)$$

где

u_c - осевая скорость охладителя, переменная по длине КС, м/с

u_e - осевая скорость основного потока, переменная по длине КС, м/с

ρ_c - плотность охладителя, переменная по длине КС, кг/м³

ρ_e - плотность основного потока, переменная по длине КС, кг/м³

r - радиус камеры сгорания, переменный в зависимости от x , м

μ_c - динамическая вязкость охладителя, Па·с

x - осевая координата, м

$f = f\left(\frac{u_c}{u_e}\right)$ - корреляционная функция, зависящая от отношения скорости охладителя к скорости основного потока (рисунок 13).

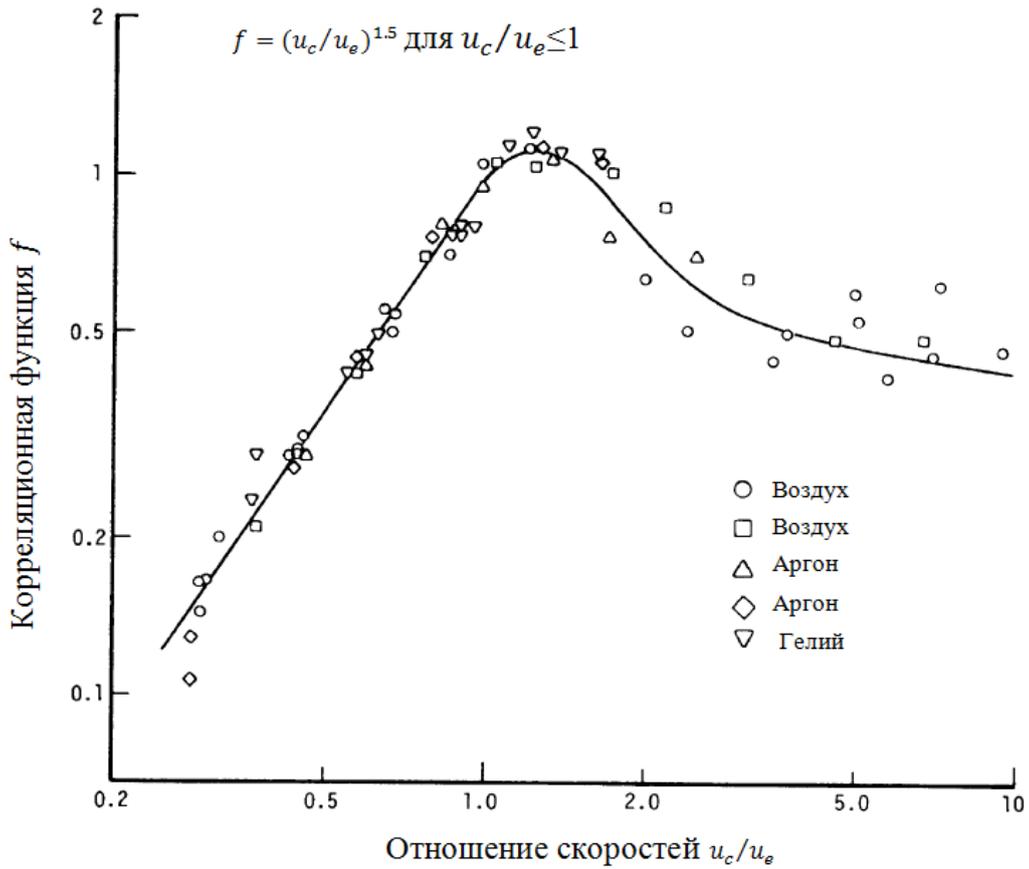


Рисунок 13. Функция f в зависимости от отношения скоростей $\frac{u_c}{u_e}$ [22]

Далее в зависимости от отношения скорости охладителя к скорости основного потока $\frac{u_c}{u_e}$ графически определяется эффективность завесного охлаждения (рисунок 14) и соотношение компонентов вблизи стенки камеры сгорания по формуле (9).

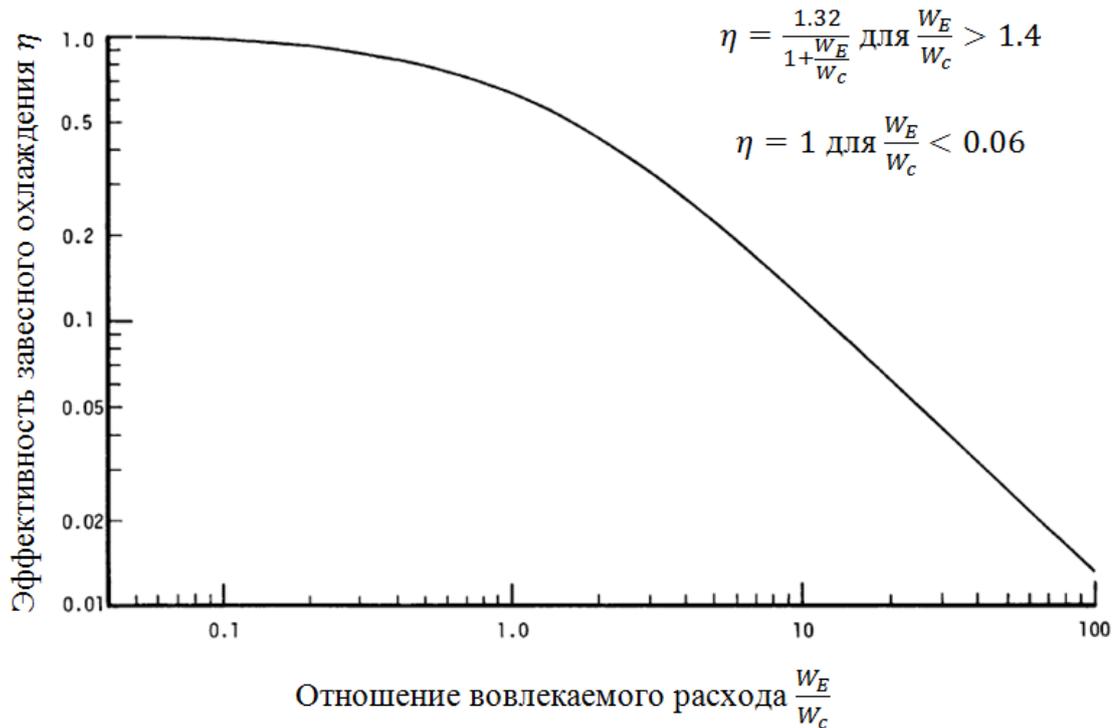


Рисунок 14. Эффективность завесного охлаждения η как функция от отношения вовлекаемого расхода [22]

Соотношение компонентов вблизи стенки камеры сгорания:

$$(MR)_w = \frac{1 + (MR)_e}{1 + \eta \left(\frac{1 + (MR)_e}{1 + (MR)_c} - 1 \right)} - 1 \quad (9)$$

где

$(MR)_e$ - соотношение компонентов основного потока, т.е. соотношение компонентов, образованное форсунками, безразмерная величина;

$(MR)_c$ - соотношение компонентов потока охладителя, безразмерная величина.

Для определения $(MR)_w$ по формуле (9) необходимо задаться соотношением компонентов потока охладителя $(MR)_c$. Это имеет смысл, если в качестве охладителя используется смесь горючего и окислителя. Если же охладителем является чистый окислитель, то можно предположить, что соотношение компонентов в завесе будет стремиться к бесконечности. Для расчета условимся, что эта величина принимает значение на порядки большие, чем соотношение компонентов основного потока и рассчитаем $(MR)_w$ для следующих значений $(MR)_c$:

1. $(MR)_{c1}=100$;
2. $(MR)_{c2}=200$;
3. $(MR)_{c3}=300$;
4. $(MR)_{c4}=500$;
5. $(MR)_{c5}=1000$.

Результаты расчета представлены в виде графиков изменения соотношения компонентов вблизи стенки КС (рисунок 15).

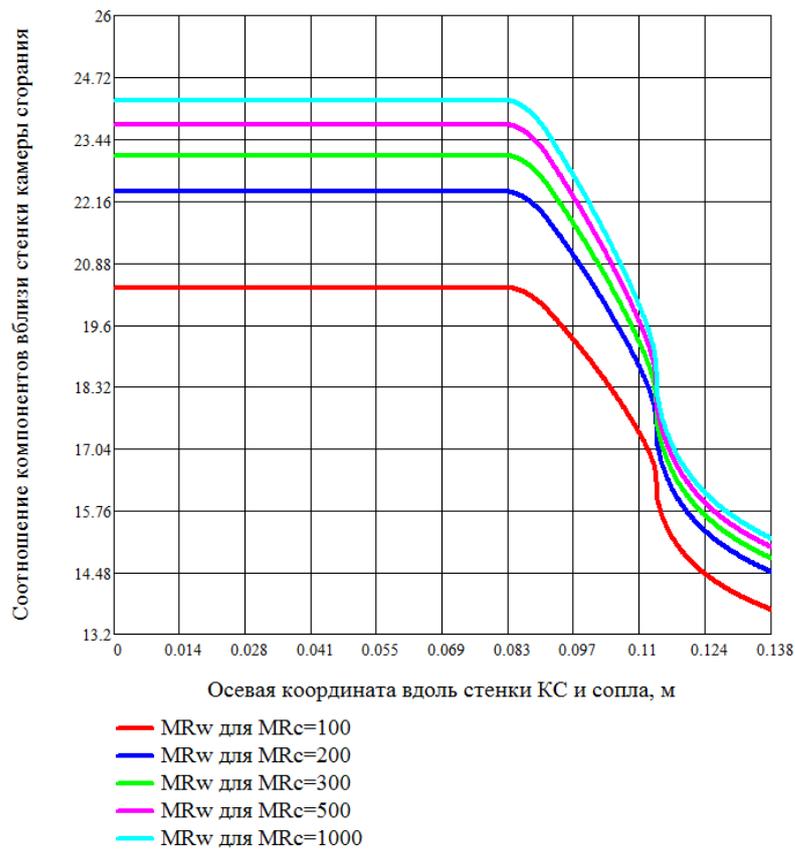


Рисунок 15. Изменение соотношения компонентов вблизи стенки КС для различных значений $(MR)_c$

Также простая теоретическая модель турбулентного перемешивания в ЖРД представлена в [23]. Она основывается на уравнениях, описывающих подвод газа из точечных источников в однородный турбулентный газовый поток без химических реакций.

Предполагается, что степень перемешивания определяется только расстоянием от точечного источника и интенсивностью перемешивания, и рассчитывается как отношение ψ максимальной и минимальной концентраций

газообразных компонентов в плоскости, нормальной к направлению потока. Значение ψ равно единице для полного перемешивания и нулю при отсутствии перемешивания.

Для оценки турбулентности используется параметр смешения α , вычисляемый по формуле:

$$\alpha = T \frac{L}{S} \quad (10)$$

где

T - интенсивность турбулентности основного потока;

L - длина камеры сгорания, м;

S - межосевое расстояние между форсунками, м.

Стоит отметить, что информации о значениях турбулентности в камерах сгорания ракетных двигателей немного. Однако, согласно результатам работы [24], количественно интенсивность турбулентности меняется от 10% у форсуночной головки до уровня 2% на расстоянии 200 мм от нее.

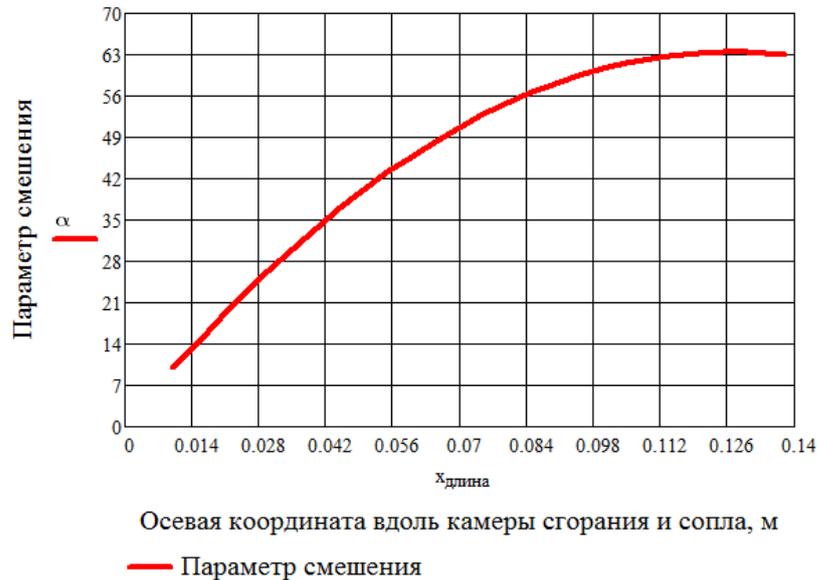


Рисунок 16. Изменение параметра смешения α вдоль стенки КС и сопла

Далее находится степень перемешивания по формуле:

$$\psi = 10^{0.497 - \frac{1210}{\alpha^2}} \quad (11)$$

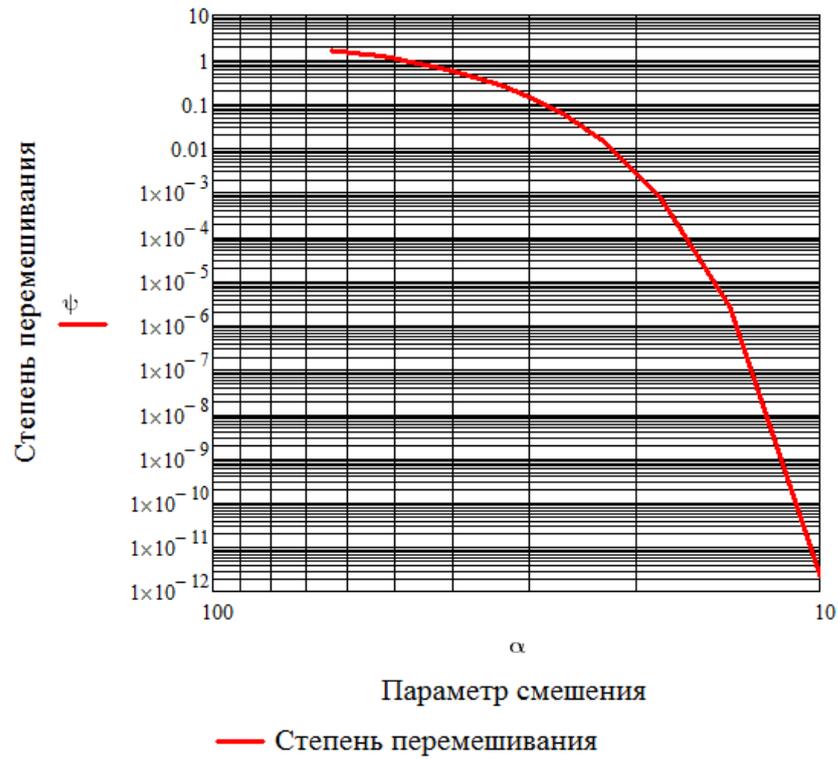


Рисунок 17. Степень перемешивания ψ как функция от параметра смешения α

В случае использования окислительной завесы соотношение компонентов на форсунках будет минимальным. И распределение соотношения компонентов, согласно [23], можно вычислить по следующей формуле:

$$K_m = K_{m_нач} \psi^{-r'^2} \quad (12)$$

где

$K_{m_нач}$ - соотношение компонентов на форсунках;

r' - безразмерный радиус, определяемый как:

$$r' = \frac{r}{S/2} \quad (13)$$

где

r - текущий радиус КС, м;

S - межосевое расстояние между форсунками, м.

Результаты расчета по методике [23] представлены на рисунке 18.

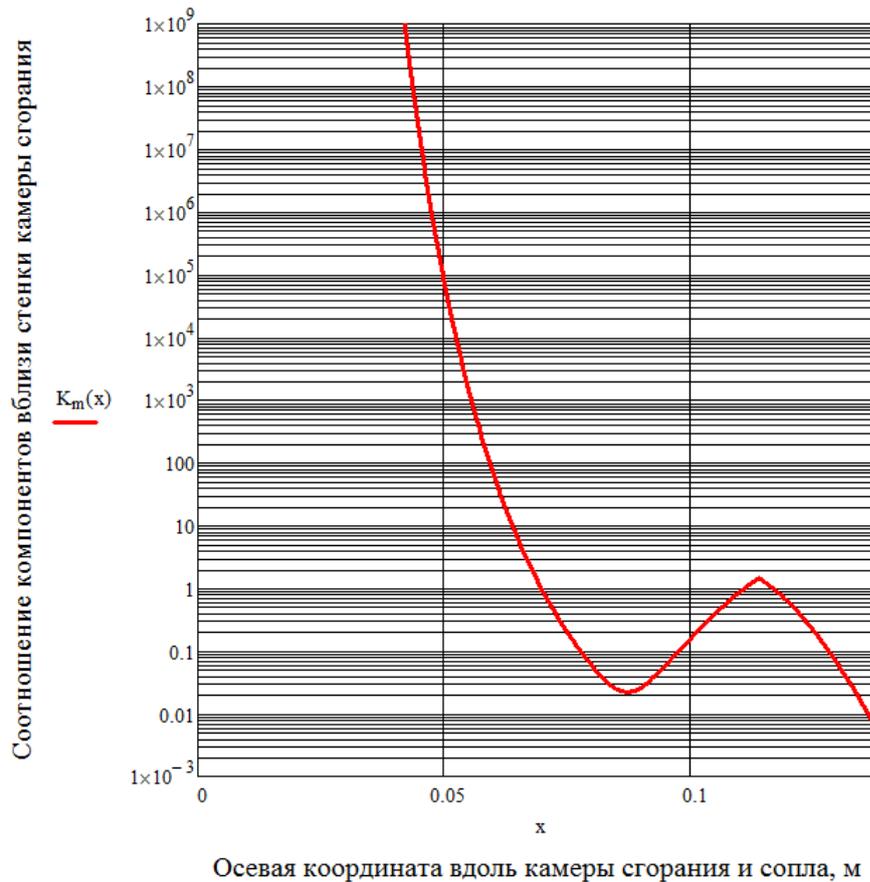


Рисунок 18. Распределение соотношения компонентов вблизи стенки КС

Еще одна модель перемешивания основного потока и завесного охладителя разработана в Исследовательском центре имени М. В. Келдыша и опубликована в [25]. Для расчета соотношения компонентов на стенке K_{CT} предлагается найти так называемую концентрацию охладителя c в точке слоя смешения завесы. Слой смешения завесы представляет собой смесь вещества, поданного в завесу, и вещества, внесенного в завесу из набегающего потока.

Вокруг некой точки внутри слоя завесы выделяют малый объем. Тогда концентрация охладителя c есть отношение массы содержащегося в этом объеме вещества охладителя к общей массе содержащегося там вещества при стягивании объема в точку:

$$c = \lim_{V \rightarrow 0} \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_\Sigma} \quad (14)$$

Изменение концентрации охладителя вдоль оси КС описывается следующим дифференциальным уравнением:

$$\frac{\partial c}{\partial x} = - \frac{v' l'_3}{2W_x} \frac{\partial^2 c}{\partial y^2} \quad (15)$$

где

v' - осредненная абсолютная величина скорости турбулентных пульсаций в направлении оси y ;

l'_3 - некоторый средний по толщине слой завесы;

W_x - средняя скорость охладителя.

Далее по полученной зависимости $c_{ст} = f(x)$ рассчитываются локальные значения соотношения компонентов на стенке $K_{ст} = f(x)$. Так, в случае подачи завесы из чистого горючего

$$K_{ст} = \frac{K_{н.п}}{1 + c_{ст}(1 + K_{н.п})/(1 - c_{ст})} \quad (16)$$

и при подачи завесы из чистого окислителя:

$$K_{ст} = K_{н.п} + c_{ст}(1 + K_{н.п}) \quad (17)$$

где

$c_{ст}$ - концентрация охладителя на стенке;

$K_{н.п}$ - соотношение компонентов в набегающем потоке.

Т. к. точные значения скорости турбулентных пульсаций в направлении оси y для КС ЖРД трудноопределимы, в расчете принимались следующие значения v' :

1. $v'_1 = 50$ м/с;
2. $v'_2 = 40$ м/с;
3. $v'_3 = 30$ м/с;
4. $v'_4 = 20$ м/с;
5. $v'_5 = 10$ м/с.

Результаты расчета концентрации охладителя $c_{ст}$ и соотношения компонентов вблизи стенки КС представлены на рисунках 19 и 20, соответственно.

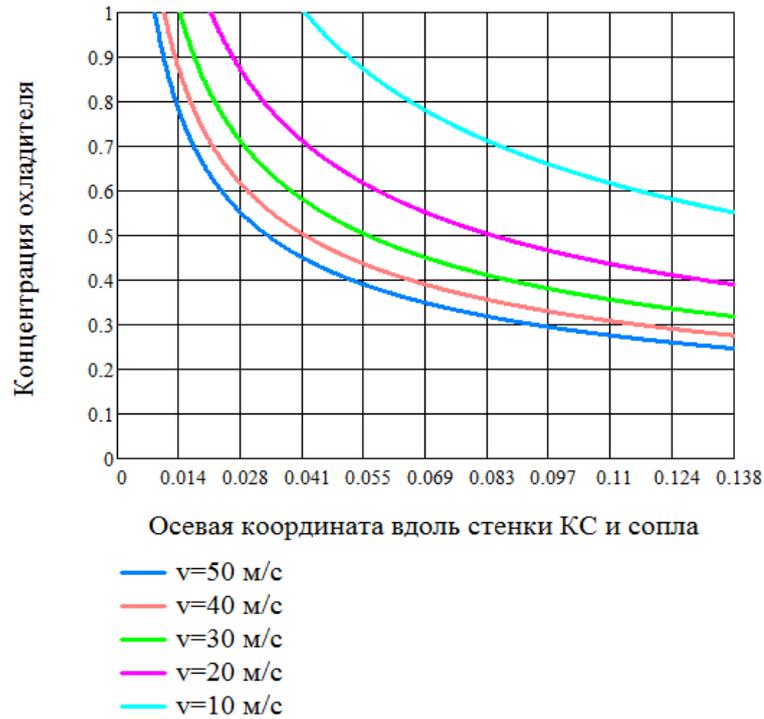


Рисунок 19. Изменение концентрации охладителя $c_{ст}$ вдоль стенки КС

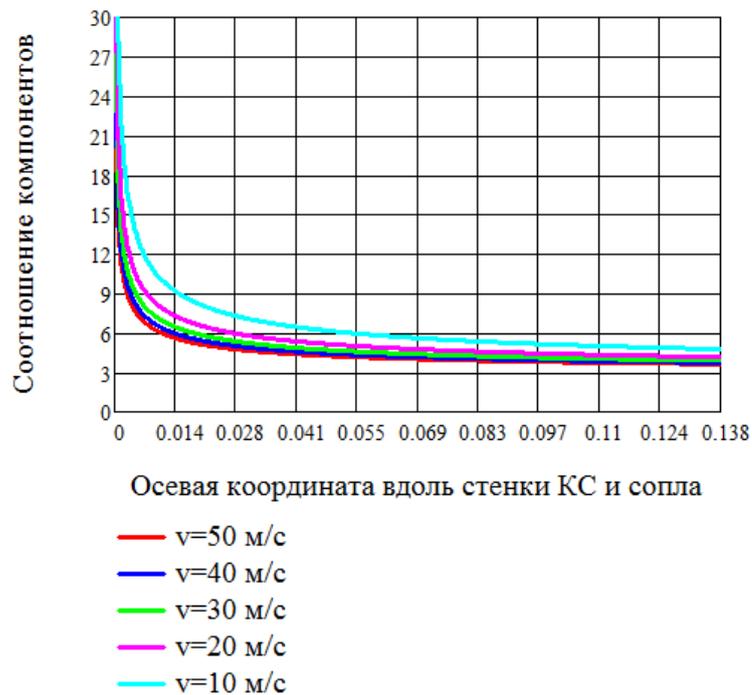


Рисунок 20. Изменение соотношения компонентов вблизи стенки КС $K_{ст}$

Модель перемешивания, основанная на стационарном процессе диффузии описана в [26]. Для расчета соотношения КТ необходимо найти концентрацию охладителя $c_{охл}$, используя дифференциальное уравнение диффузии, где щель является линейным источником массы с производительностью g :

$$g = \frac{G}{l} \quad (18)$$

где

G - секундный расход охладителя через щель, кг/с;

l - длина щели, м.

Предполагается, что продукты сгорания имеют постоянный коэффициент турбулентной диффузии K_d и движутся только вдоль оси x с постоянной скоростью w_x . Тогда стационарный процесс диффузии описывается следующим дифференциальным уравнением:

$$w_x \frac{\partial c(x, y)}{\partial x} = K_d \frac{\partial^2 c(x, y)}{\partial y^2} \quad (19)$$

Решая дифференциальное уравнение (19), определяется концентрация охладителя. А далее по известным $c_{\text{охл}}$ и p_k , используя уравнение состояния:

$$c_{\text{охл}} = \frac{kp_k}{(k+1)(RT)_{\text{газ}}} \quad (20)$$

можно найти соотношение компонентов k . В этом случае вначале на основании термодинамического расчета горения топлива при различных k определяется $(RT)_{\text{газ}}$, а затем определяется само k , для которого выполняется равенство (20).

Концентрация охладителя существенно зависит от коэффициента турбулентной диффузии K_d . Его значение для КС РД неизвестно. Поэтому расчет проводился для нескольких значений K_d :

1. $K_{d1} = 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$;
2. $K_{d2} = 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}$;
3. $K_{d3} = 10^{-3} \text{ м}^2/\text{с}$;
4. $K_{d4} = 10^{-2} \text{ м}^2/\text{с}$;
5. $K_{d5} = 10^{-1} \text{ м}^2/\text{с}$.

Результаты расчета соотношения КТ вблизи стенки КС по [26] представлены на рисунке 21.

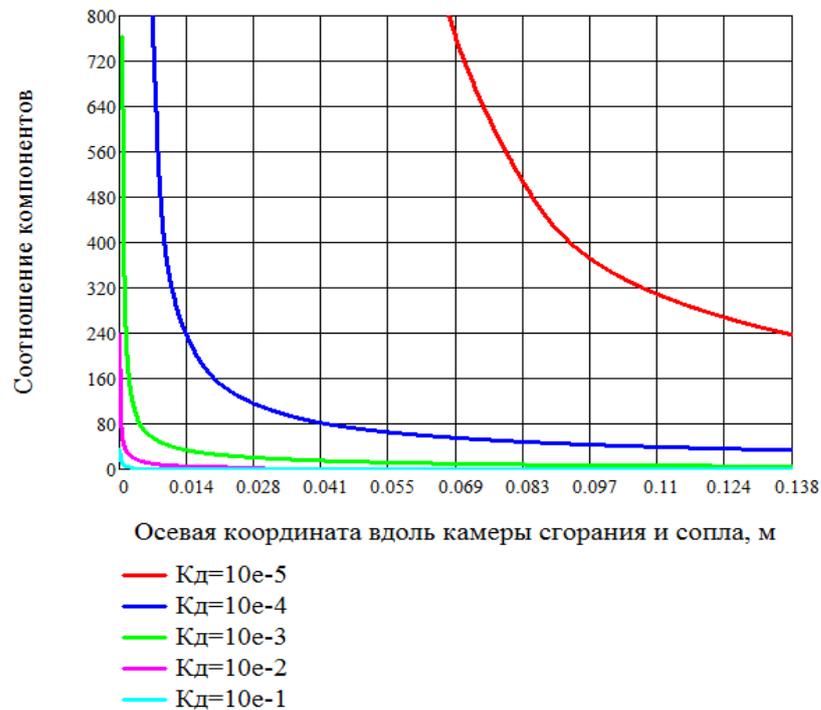


Рисунок 21. Изменение соотношения КТ вдоль стенки КС

Как видно, расчеты соотношения компонентов вблизи стенки КС, выполненные по методикам [4, 22, 23, 25, 26], дают различные результаты [27].

Наличие большого числа алгоритмов расчета соотношения КТ в пристеночном слое связано в основном с отсутствием в настоящее время надежного метода расчета процесса турбулентного перемешивания завесы с основным потоком применительно к РДМТ. Основная причина отсутствия модели завесного охлаждения в РДМТ заключается в необходимости учета сложной совокупности взаимосвязанных термогазодинамических и физико-химических процессов в КС и сопле РДМТ, каждый из которых представляет собой самостоятельную весьма сложную задачу [28].

Основным допущением при моделировании рабочего процесса в РДМТ является утверждение, что в КС и сопле на всей длине сохраняется слоистое течение. Слои отличаются друг от друга по соотношению КТ, температуре и величине турбулентности.

На рисунке 22 показан результат численного моделирования в пакете прикладной программы (ППП) ANSYS CFX течения газовой восстановительной завесы в РДМТ тягой 200 Н на газообразном кислороде и газообразном метане.

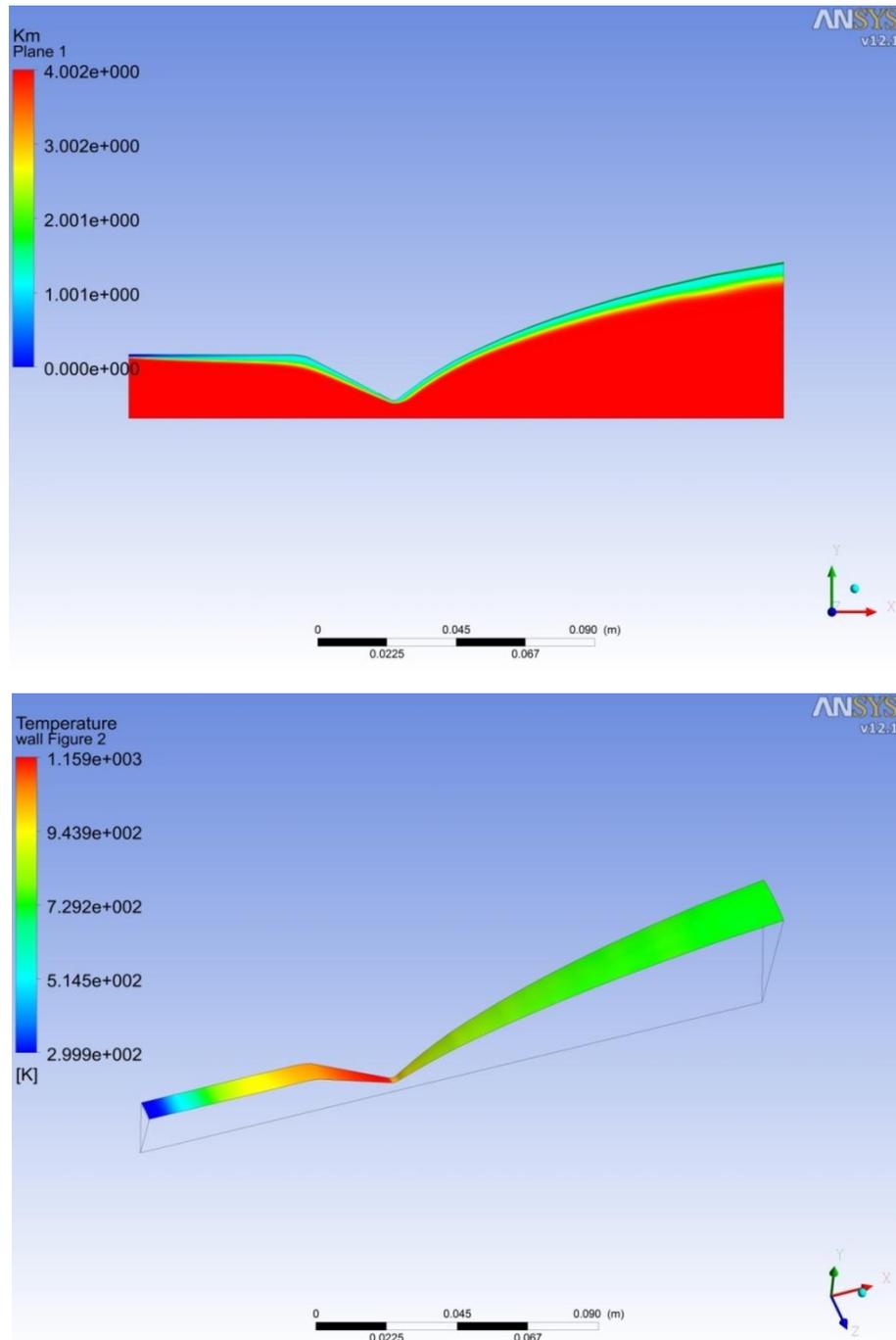


Рисунок 22. Численное моделирование течения восстановительной завесы в РДМТ тягой 200 Н на газообразном кислороде и метане. (Показано распределение соотношения КТ по сечению КС и температуры по стенке)

По данным такого моделирования можно построить график изменения соотношения компонентов в пристеночном слое по длине КС и сопла. На рисунке 23 показан такой график.

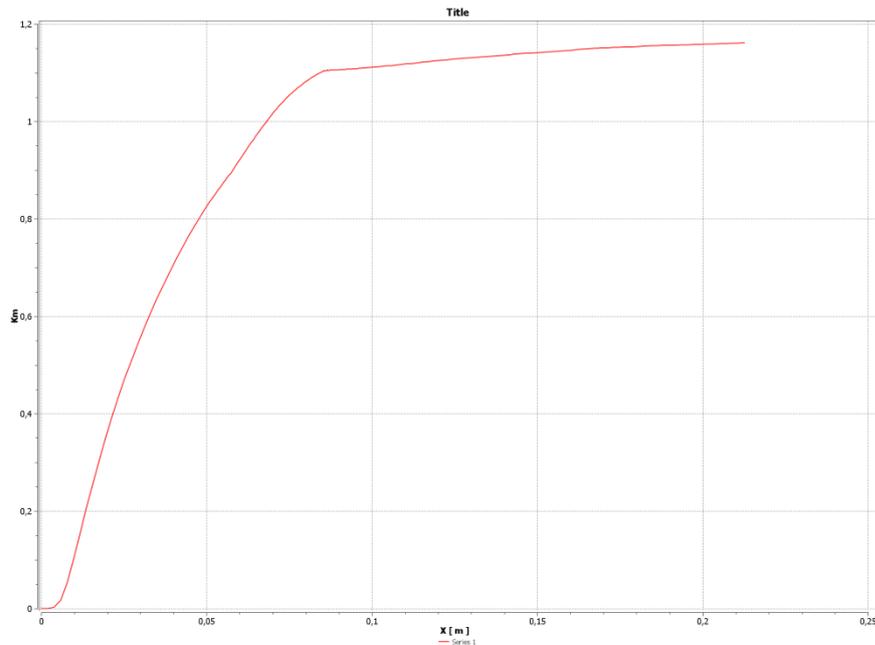


Рисунок 23. График изменения соотношения КТ на стенке при течении восстановительной газовой завесы в РДМТ тягой 200 Н на газообразном кислороде и метане

В [4] приводится аналогичный график (рисунок 11), рассчитанный с помощью эмпирических зависимостей. Необходимо также отметить, что эти зависимости разработаны для применения в расчетах завесного охлаждения ЖРД больших тяг и адекватность их в случае применения в РДМТ сомнительна. При сравнении графиков на рисунках 11 и 23 можно сделать вывод, что качественная картина изменения соотношения компонентов на них практически одинакова. Это позволяет надеяться, что численное моделирование течения завесы с различными параметрами в ППП ANSYS CFX позволит уточнить зависимости, разработанные для ЖРД больших тяг, для применения их в расчете и проектировании РДМТ.

Поэтому была поставлена задача создания такой методики на основе численного моделирования внутрикамерных процессов с учетом внутреннего завесного охлаждения и экспериментальных исследований РДМТ.

Таким образом, исследования 30-40 последних лет в области газодинамических течений применительно к ЖРД показывают исключительную сложность взаимодействия разнородных турбулентных потоков, смешение которых есть функция многих переменных и, в первую очередь:

- конструктивного оформления встречи разнородных потоков и
- начальной турбулентности реагирующих потоков.

Одновременно приходится отметить малое количество экспериментальных исследований, посвященных определению и развитию скоростных и температурных полей в зонах смешения потоков, что объясняется их высокими температурами и давлениями.

В связи с вышеуказанными выводами и учитывая современное состояние математического моделирования газодинамических процессов на базе 3D программного обеспечения представляется целесообразным организовать исследование завесного охлаждения в РДМТ по следующей методологии:

1. Использовать рекомендации предшествующих работ [7-20] по вводу газофазных потоков в КС.
2. На базе имеющихся пакетов программного обеспечения (например, ANSYS CFX) разработать математическую модель рабочего процесса РДМТ на экологически чистых КТ с завесным охлаждением.
3. Верифицировать проведенные расчеты на огневых пусках по возможно большим параметрам с использованием современных измерительных средств.
4. Разработать алгоритм расчета газовых завес при проектировании высокотемпературных РДМТ.

2. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ В РДМТ С УЧЕТОМ ЗАВЕСНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

2.1. Объект исследования

Поставленные в работе задачи экспериментального исследования теплового состояния РДМТ с газозавесным охлаждением потребовали разработки объекта исследования, описание особенностей конструкции и функциональных возможностей которого приводится ниже.

Объектом исследования является РДМТ тягой 200 Н (в пустоте), работающий на несамовоспламеняющихся экологически чистых газообразных КТ: $\text{CH}_4 + \text{O}_2$ (рисунок 24).

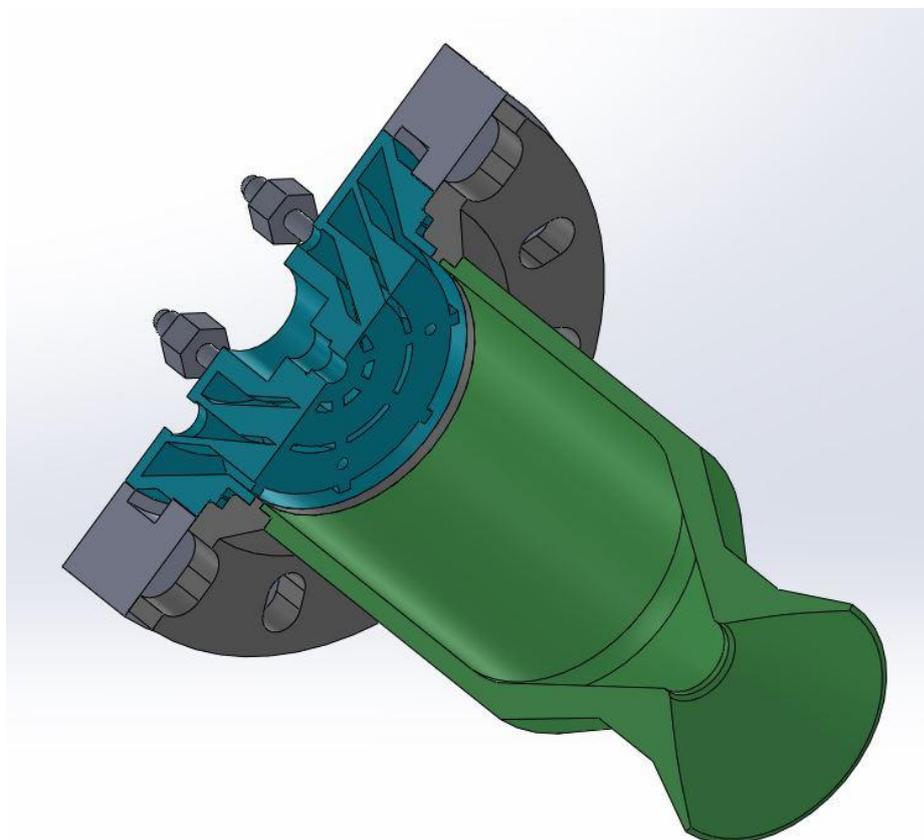


Рисунок 24. Модель экспериментального РДМТ

Смесеобразование организуется в, так называемой, щелевой смесительной головке (рисунок 25). Она представляет собой сборку, состоящую из кольцевого коллектора и центральной части. Подвод компонентов осуществляется через кольцевые каналы, расположенные в центральной части и разделенные перегородками на 8 секторов.

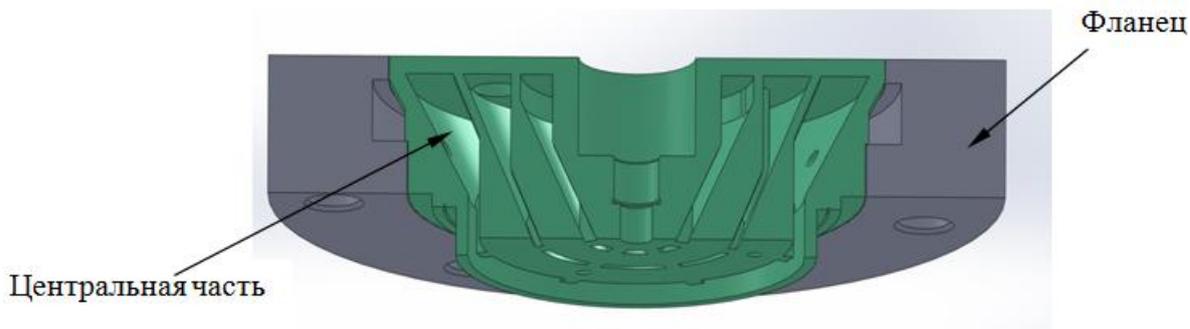


Рисунок 25. Щелевая смесительная головка

Особенностью данной смесительной головки является то, что она выполнена с использованием современных аддитивных технологий. Центральная часть изготавливается по 3D модели, представленной на рисунке 26, путем "выращивания" из металлического порошка нержавеющей стали марки CP1 (аналог 12X18H10T) на аддитивном станке EOSINT M270 фирмы EOS [29]. Данная установка предназначена для изготовления деталей из легких и сверхтвердых сплавов, стали, композитов и использует технологию спекания металлического порошка лазером (рисунок 27).

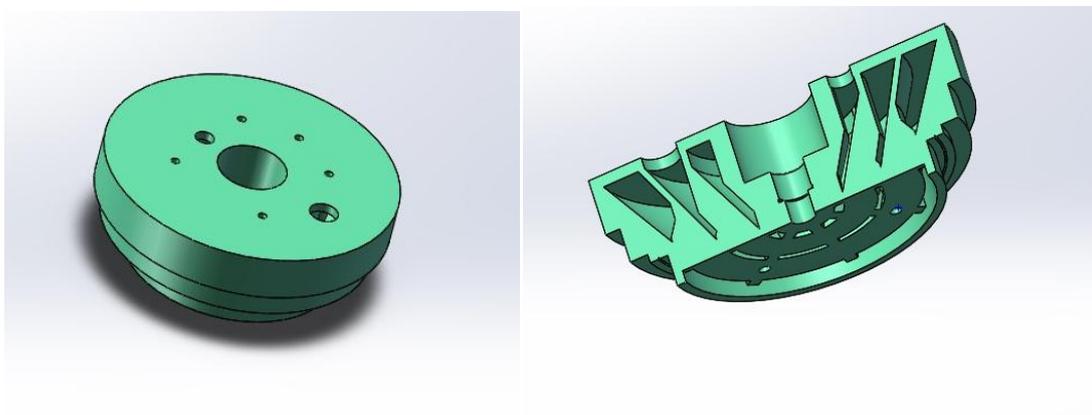


Рисунок 26. 3D модель центральной части смесительной головки



Рисунок 27. Установка сплавления металлических порошков EOSINT M 270[29]

На смесительной головке предусмотрена система воспламенения с электроискровым источником зажигания (рисунок 28). Подача компонента отдельно на свечу отсутствует, зажигание происходит при попадании компонентов из камеры сгорания в полость перед свечой зажигания.

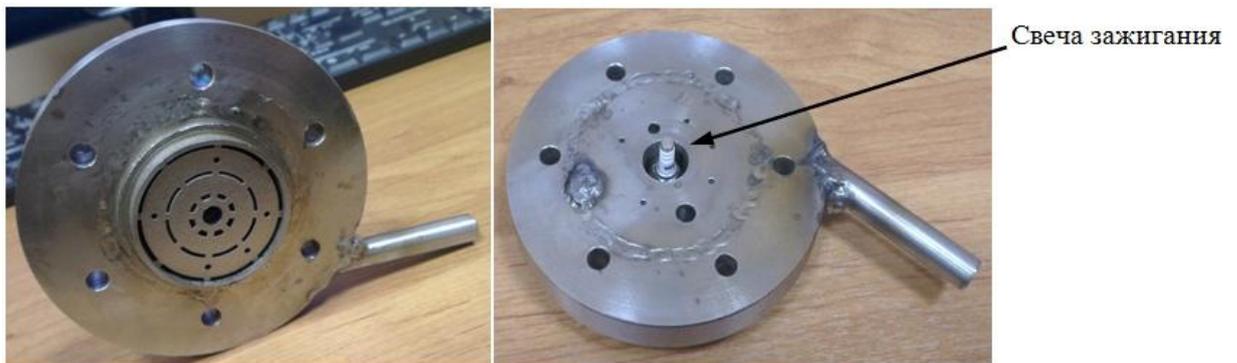


Рисунок 28. Центральная часть смесительной головки с электроискровым источником зажигания

Охлаждение стенок КС осуществляется только при помощи завесы одним из компонентов топлива без использования дополнительного регенеративного охлаждения, что приближает исследование к реальным условиям эксплуатации двигателя. Для подачи завесного охладителя используется отдельный кольцевой тангенциальный канал, проточенный во фланце смесительной головки (рисунок 29) и позволяющий менять расход и вид охладителя в зависимости от задач исследования.

Тангенциальный канал для подвода компонента на завесное охлаждение

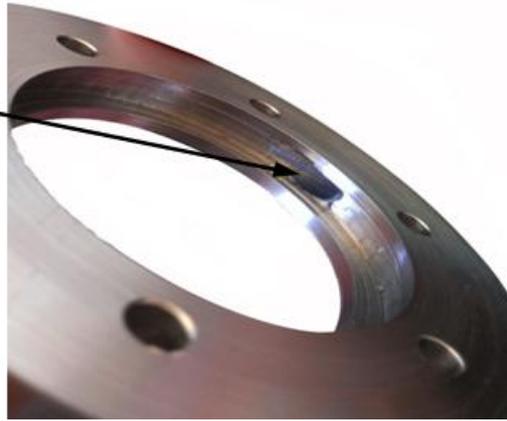


Рисунок 29. Фланец с кольцевым тангенциальным каналом для подачи завесы

Фланец изготавливается из нержавеющей стали марки 12Х18Н10Т. Сборка смесительной головки происходит путем сочленения центральной части головки и фланца. Две детали свариваются аргонодуговой сваркой, после чего к головке привариваются штуцера подвода компонентов и штуцера термопар. Сборка смесительной головки приведена на рисунке 30.

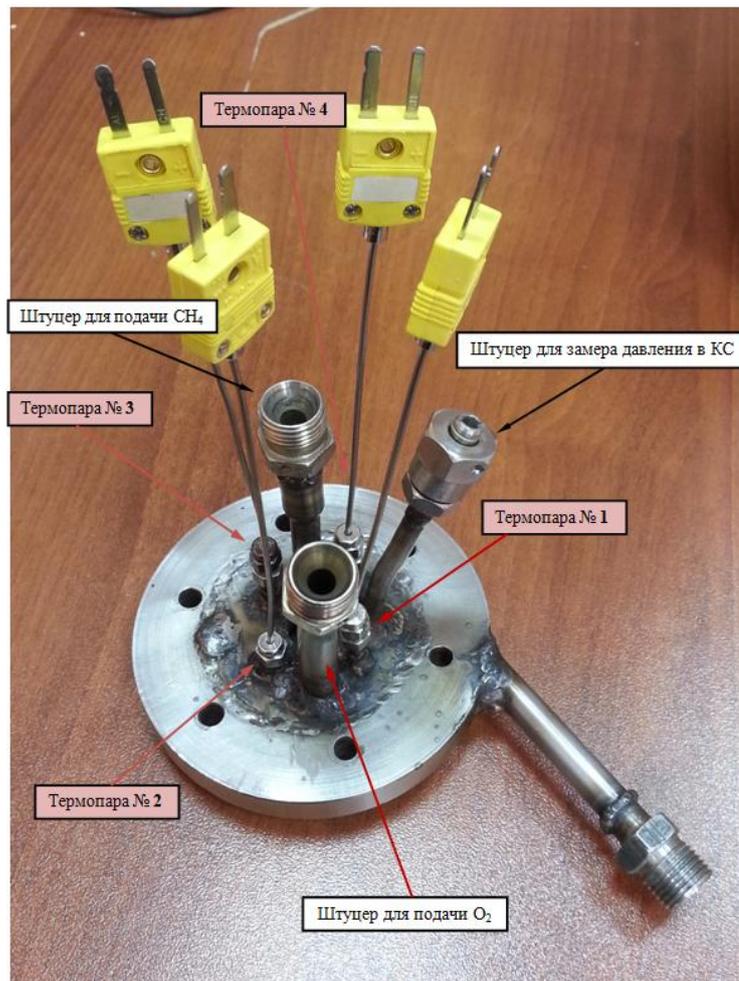


Рисунок 30. Сборка смесительной головки

Для стендовых испытаний в атмосферных условиях используется КС с укороченным соплом со степенью расширения по площадям $\bar{F}=9.5$, что позволяет избежать режима перерасширения (когда давление на срезе сопла меньше, чем давление окружающей среды), а также образования и проникновения скачка уплотнения в сопло.

Стоит отметить, что объект исследования обладает определенной спецификой организации рабочего процесса в КС: подача компонентов топлива в КС осуществляется не форсунками, а через щели. Такая конструкция смесительной головки позволяет свести к минимуму влияние эффектов от форсунок, что значительно упрощает сравнение результатов трехмерного моделирования с осесимметричными двумерными методиками расчета процесса перемешивания основного потока и завесного охладителя применительно к РДМТ.

2.2. Система уравнений Навье-Стокса

Течения в смесительной головке и камере сгорания РДМТ отличаются высокой сложностью. Это связано с наличием в потоке областей с различными числами Маха, возвратных течений, а также зон взаимодействия основного потока с пристеночным слоем и стенкой КС.

В качестве основного подхода для описания подобных течений в настоящем диссертационном исследовании используются методы вычислительной гидродинамики (CFD), основанные на численном решении пространственных и нестационарных уравнений Навье-Стокса.

Полная система уравнений Навье-Стокса, описывающая течение смеси и решаемая в ANSYS CFX, в векторной форме имеет следующий вид:

1. Уравнение неразрывности (уравнение сохранения массы):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (21)$$

где

ρ - плотность, кг/м³;

t - время, с;

$U = (U_x; U_y; U_z)$ - вектор скорости U в декартовых координатах, м/с;

$\nabla = \left\{ \frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z} \right\}$ - векторный дифференциальный оператор "набла".

2. Уравнение сохранения импульса:

$$\frac{\partial(\rho U)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + S_M \quad (22)$$

где тензор напряжений τ связан со скоростью деформации по:

$$\tau = \mu(\nabla U + (\nabla U)^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot U) \quad (23)$$

где

p - статическое (термодинамическое) давление, Па;

μ - коэффициент динамической вязкости, Па·с;

δ - символ Кронекера;

S_M - источниковый член (источник импульса, связанный с массовыми силами), кг/м²·с²:

$$S_M = J\rho \quad (24)$$

J - результирующий вектор массовых сил, Н/кг;

T - в данном случае означает транспонирование тензора (∇U) ;

\otimes - тензорное умножение векторов.

3. Уравнение сохранения полной энергии:

$$\frac{\partial(\rho h_{tot})}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (U \cdot \tau) + U \cdot S_M + S_E \quad (25)$$

где

h_{tot} - полная энтальпия, связанная со статической энтальпией $h(T, p)$

следующим соотношением:

$$h_{tot} = h + \frac{1}{2} U^2; \quad (26)$$

где

$\frac{1}{2} U^2$ - кинематическая составляющая;

$h = \sum_{m=1}^N h_m Y_m$ - энтальпия смеси, являющаяся аддитивной суммой удельных энтальпий индивидуальных веществ с учетом концентраций этих веществ в смеси:

$$h_m = h_m^0 + \int_{T_0}^T C_{p_m}(T) dT \quad (27)$$

где h_m^0 и $C_{p_m}(T)$ - энтальпия образования и теплоемкость при постоянном давлении m -ого компонента;

λ - коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К);

S_E - источниковый член, отвечающий за приток (отток) энергии в процессе химического реагирования, излучения или каких-либо других процессах;

Член $\nabla \cdot (U \cdot \tau)$ представляет собой работу вязкостных сил.

Член $U \cdot S_M$ представляет собой работу внешних источников.

4. Уравнение переноса компонентов потока, записанные для массовых долей:

$$\frac{\partial \rho f_i}{\partial t} + \nabla(\rho U \cdot f_i) = \nabla(\rho D_i \cdot \nabla f_i) \quad (28)$$

где

D_i - коэффициент молекулярной диффузии i -ого компонента, м²/с;

f_i - массовая доля компонента смеси.

Коэффициент диффузии D для массы записывается как соотношение кинематической вязкости ν и числа Шмидта

$$D = \frac{\nu}{Sc} \quad (29)$$

Для замыкания системы уравнений используется уравнение состояния:

$$p = \rho RT \quad (30)$$

Таким образом, система уравнений Навье-Стокса включает в себя уравнения неразрывности, движения, энергии и диффузии. Если в потоке происходят химические реакции, то задача усложняется введением уравнений модели протекания данных реакций.

Аналитическое решение данных уравнений невозможно, в частности, в случае турбулентных течений из-за их нестационарного и случайного характера, поэтому в инженерных расчетах используется подход, предложенный Осборном Рейнольдсом, в котором мгновенные значения параметров потока представляются в виде суммы осредненной величины и ее пульсационной составляющей (рисунок 31). Например, для скорости:

$$\begin{aligned} U_x &= \overline{U}_x + U'_x; \\ U_y &= \overline{U}_y + U'_y; \\ U_z &= \overline{U}_z + U'_z \end{aligned} \quad (31)$$

где

$\overline{U}_x, \overline{U}_y, \overline{U}_z$ - осредненное значение скорости;

U'_x, U'_y, U'_z - пульсационная составляющая скорости.

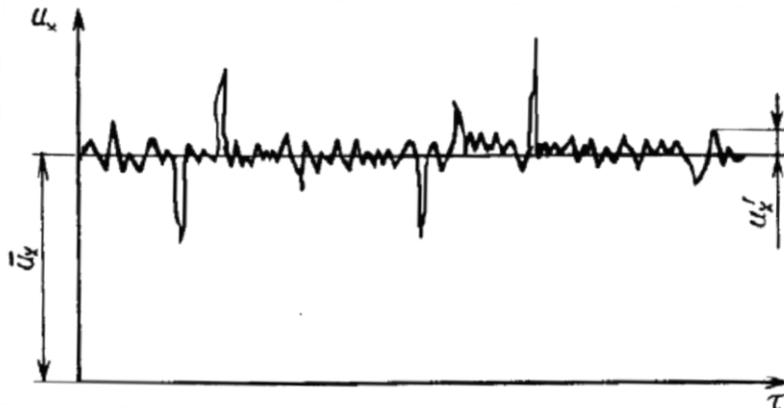


Рисунок 31. Пульсации осевой скорости [30]

Таким образом, турбулентное течение рассматривается, как некий случайный процесс, и к нему применимы приемы, используемые в теории вероятности и математической статистике.

Представив в виде (31) скорость и температуру, подставив их в (21), (22) и (25), а также выполнив некоторые преобразования, получают уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу (RANS - Reynolds Averaged Navier-Stokes):

$$\frac{\partial \overline{U}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (32)$$

$$\rho \left[\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial \tau} + \frac{\partial (\bar{U}_i \cdot \bar{U}_j)}{\partial x_j} \right] = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} - \rho \overline{U_j U_i} \right] + \rho J_i \quad (33)$$

$$\rho C_p \left[\frac{\partial \bar{T}}{\partial \tau} + \bar{U}_j \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \right] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\lambda \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} - \rho C_p \overline{U_j T} \right] + q_v \quad (34)$$

Данная система уравнений содержит девять неизвестных членов (шесть членов вида $-\rho \overline{U_j U_i}$ и три члена вида $-\rho C_p \overline{U_j T}$).

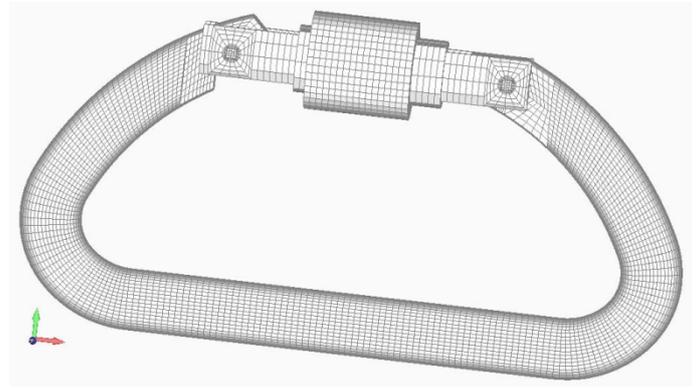
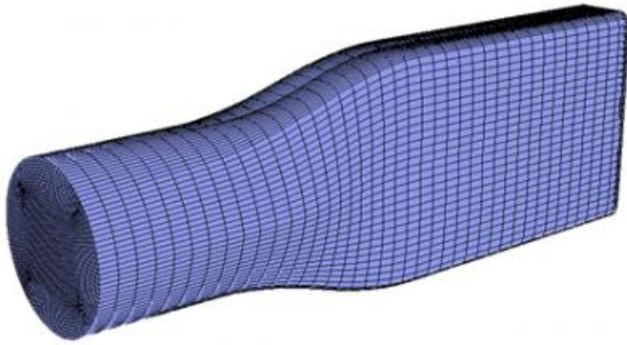
Уравнения Рейнольдса описывают осредненное по времени течение жидкости, их особенность состоит в том, что в них появились новые неизвестные функции (тензор турбулентных напряжений трения или тензор рейнольдсовых напряжений, и система уравнений оказывается незамкнутой, в связи с чем для ее решения приходится привлекать дополнительную информацию (модели турбулентности), которую получают путем анализа результатов эксперимента [30-34].

2.3. Расчетная сетка

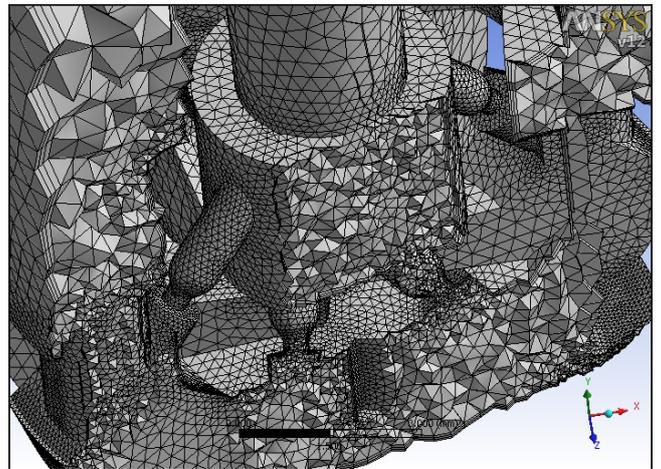
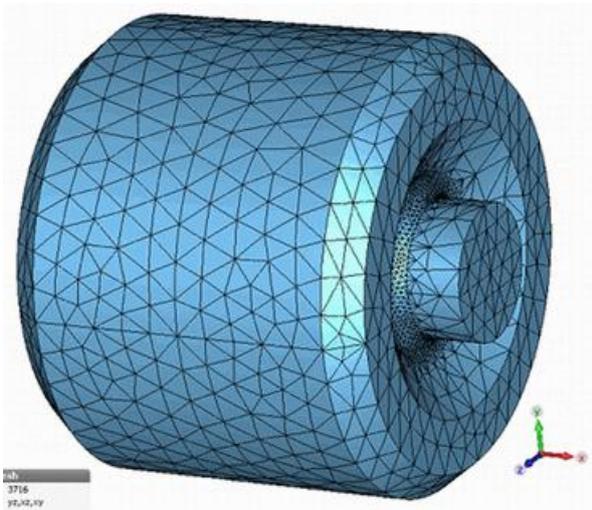
Построение расчетной сетки является неотъемлемой частью процесса численного моделирования. Качество расчетной сетки оказывает влияние на точность получаемых результатов, сходимость расчета и на время, необходимое для решения задачи [35].

Выделяют различные типы сеток:

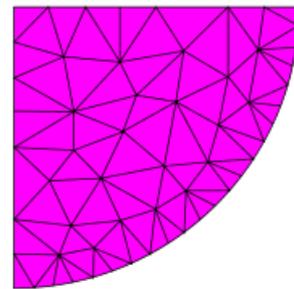
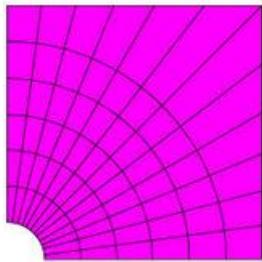
- 1) структурированные гексаэдральные сетки с четырехугольными ячейками на поверхности и шестигранниками в пространстве (рисунок 32, а и в);
- 2) неструктурированные сетки с треугольными и четырехугольными ячейками на плоскости, и тетраэдрами и призмами в пространстве (рисунок 32, б и г).



а) примеры структурированной сетки



б) примеры неструктурированной сетки



*в) структурированная сетка на
плоскости*

*г) неструктурированная сетка на
плоскости*

Рисунок 32. Типы сеток

Традиционно при решении задач газовой динамики применяются структурированные сетки. Они представляют собой упорядоченную структуру с выраженным сеточным направлением.

Характерной особенностью неструктурированных сеток является произвольное расположение узлов сетки в расчетной области. Произвольность

расположения узлов заключается в том, что отсутствует выраженное сеточное направление и нет структуры сетки [36].

Для получения независящего от сетки решения (расчетные значения не изменяются при дальнейшем измельчении сетки), количество элементов, и, следовательно, точек интегрирования решаемых уравнений, для структурированной гексо сетки будет меньше, чем для неструктурированной. Т. е. на гексаэдральной сетке решение, не зависящее от сетки, будет получено за меньшее время [37].

Для построения структурированной расчетной сетки использовался пакет ANSYS ICEM CFD.

На начальном этапе для численного исследования рабочих процессов в РДМТ использовалась секторная расчетная область, представляющая собой 1/8 часть полноразмерной КС (сектор 45° - по количеству щелей подачи КТ - 8 шт) (рисунок 33).

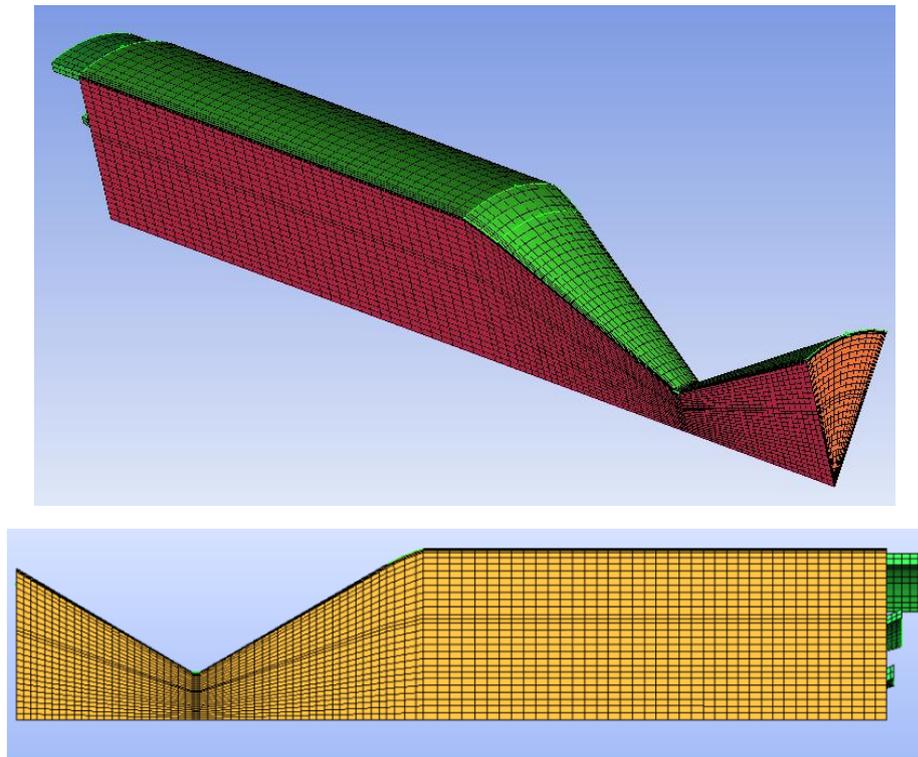


Рисунок 33. Расчетная область и сетка для моделирования рабочих процессов в РДМТ

В ходе расчетов было проведено исследование чувствительности решения по отношению к сеточной дискретизации: размеру, распределению и количеству элементов для различных моделей горения:

- модель диссипации вихря Eddy Dissipation Model;
 - модель тонкого фронта пламени The Flamelet Model
- и различных моделей турбулентности:

- модель турбулентности типа $k-\varepsilon$;
- модель SST Ментера (рисунок 34).

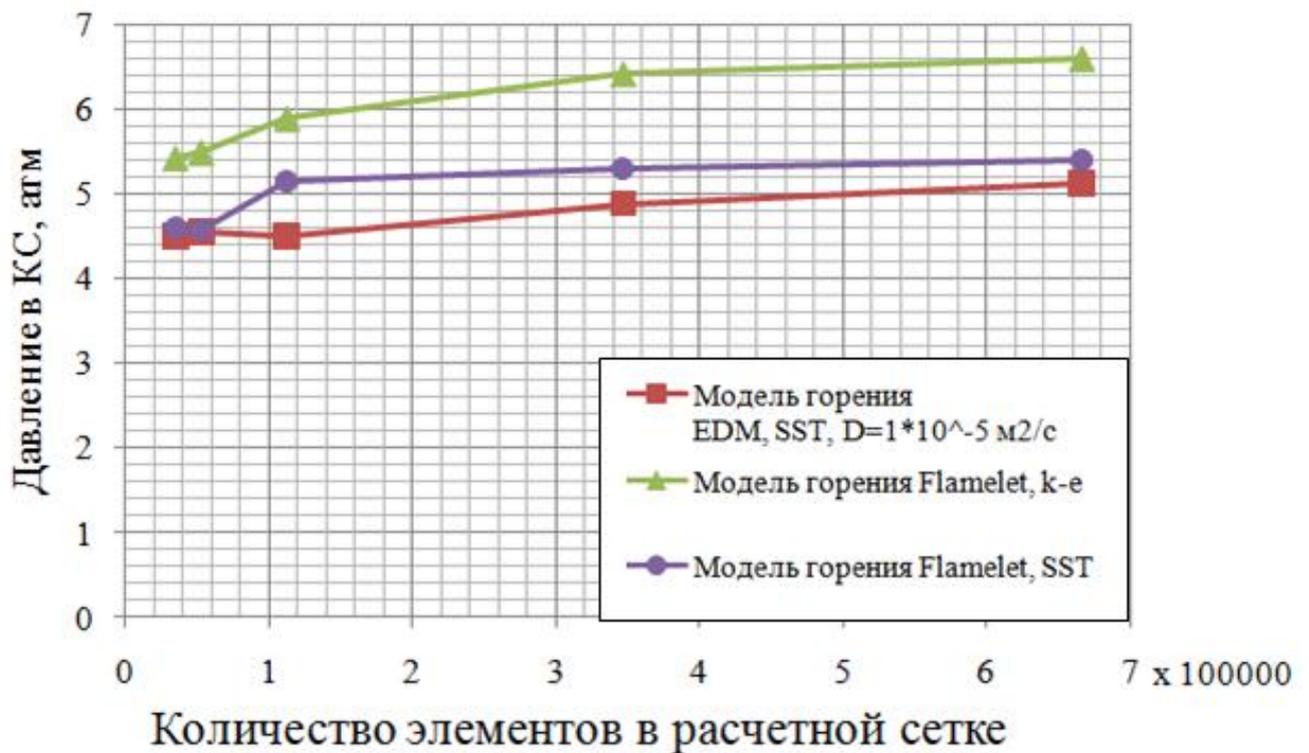


Рисунок 34. Давление в КС в зависимости от количества элементов в расчетной сетке

В соответствии с проведенными вычислениями сходимость решения по давлению в КС достигается при количестве элементов 300 000.

Следует также сделать замечание по поводу требований к сетке для моделирования процессов вблизи стенки КС и огневого днища. При движении газа вдоль стенок РД непосредственно возле стенки образуется пограничный слой, в котором скорость резко изменяется в поперечном направлении от

максимального значения на границе пограничного слоя с ядром потока и до нуля у стенки. Эта пристеночная область может быть разбита на три зоны (рисунок 35):

1) вязкий подслой, в котором скорость потока линейно зависит от расстояния от стенки:

$$u^+ = y^+ \quad (35)$$

где

$u^+ = \frac{\bar{U}}{u_\tau}$ - безразмерная скорость;

$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu}$ - безразмерное расстояние от стенки;

$u_\tau = \sqrt{\frac{\sigma_w}{\rho}}$ - динамическая скорость (σ_w - напряжение трения на обтекаемой

поверхности).

2) буферный слой, для которого:

$$u^+ = 5 \ln y^+ + 3.05 \quad (36)$$

Часто буферным слоем пренебрегают, считая его частью вязкого слоя. Объединенная зона лежит в диапазоне $0 \leq y^+ \leq 11.63$.

3) в логарифмическом слое $y^+ \geq 11.63$ профиль скорости может быть представлен в следующей форме:

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln(E \cdot y^+) + B \quad (37)$$

где

$k \approx 0.41$ - постоянная Кармана;

E - постоянная, определяющая степень шероховатости ($E=8.8$ для гладкой стенки);

$B \approx 5$ - безразмерная константа.

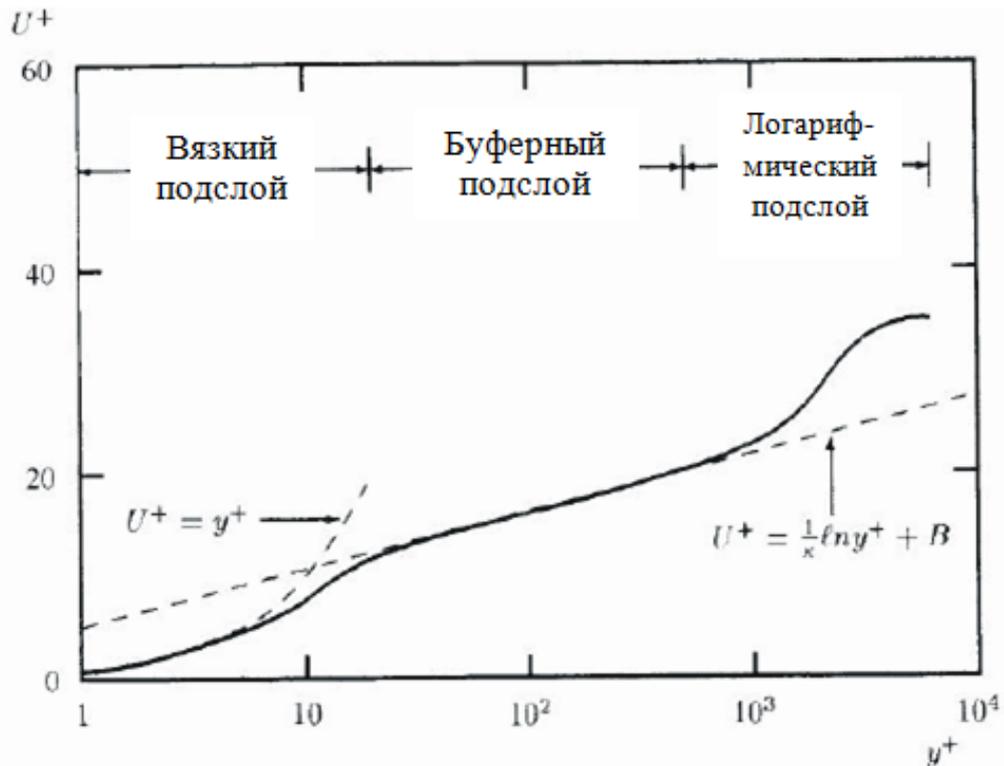


Рисунок 35. Профиль скорости в пристеночной зоне [32]

Обычно требование к расчетной сетке выражается через безразмерное расстояние от стенки y^+ первого узла. Как показано в работе [38], для определения теплового состояния элементов конструкции двигателя рекомендуется использовать сеточную модель со значением параметра y^+ не более 1. В [30] обозначено, что для низкорейнольдсовских моделей $y^+ \sim 1$, для высокорейнольдсовских оно обычно в районе 12 - 13. Поэтому для численного моделирования теплового состояния РДМТ использовалась сетка с $y_{max}^+ = 5$ [39].

В дальнейшем для изучения влияния распределения компонентов по смесительной головке на эффективность и тепловое состояние двигателя использовалась расчетная область полноразмерной КС (рисунок 51), которая включает внутреннюю геометрию каналов окислителя, горючего и компонента, идущего на завесное охлаждение. Применение такой расчетной области позволяет получить качественную картину наличия зон перегрева огневого днища и стенок КС.

2.4. Замыкающие модели турбулентности

Как упоминалось выше, одним из вопросов, который предстоит решить, - это вопрос о необходимости замыкания уравнений Рейнольдса в связи появлением новых неизвестных членов. Чтобы вычислить эти члены требуются дополнительные уравнения, которые называются моделью турбулентности.

Выбор модели турбулентности для конкретной задачи - довольно сложный вопрос. Здесь необходимо учесть ряд факторов, таких как свойства и универсальность модели, ее близость реальным течениям и сложность, а также имеющиеся вычислительные мощности.

Существуют различные модели турбулентности, отличающиеся друг от друга уровнем сложности описания турбулентных течений. Поэтому ключевым вопросом является поиск компромисса между физической адекватностью модели и приемлемым для практического применения уровнем ее сложности.

Ниже будут рассмотрены наиболее "популярные" на сегодняшний день модели турбулентности, использующиеся в инженерных расчетах.

2.4.1. Гипотеза Буссинеска

Прежде чем приступить к описанию моделей турбулентности, стоит отметить, что большинство из них основаны на гипотезе Буссинеска. Она утверждает, что турбулентные напряжения, подобно обычным напряжениям трения, пропорциональны градиенту скорости:

$$\sigma = \mu_{eff} \frac{\partial \bar{U}_x}{\partial y} = (\mu + \mu_T) \frac{\partial \bar{U}_x}{\partial y} \quad (38)$$

Коэффициентом пропорциональности является коэффициент турбулентной вязкости μ_T . Таким образом, влияние турбулентности на течение учитывается с помощью дополнительной вязкости, возникающей в потоке, и основной задачей, которую необходимо разрешить в используемых моделях турбулентности, является определение турбулентной вязкости.

В зависимости от того, сколько уравнений используется для описания турбулентной вязкости, различают:

- алгебраические модели турбулентности (модель Себеси-Смита, 1974 и модель Болдуина-Ломакса, 1985);
- модели с одним дифференциальным уравнением (модель Спаларта-Аллмареса, модель Секундова ν_t -92);
- модели с двумя дифференциальными уравнениями (модель типа k - ε модель типа k - ω , модель Ментера SST);
- и т.д.

Наиболее часто используемыми моделями турбулентности являются модели типа k - ε и k - ω , а также модель SST [30, 40, 41].

2.4.2. Модель турбулентности типа k - ε

Согласно данной модели, турбулентная вязкость связана с кинетической энергией турбулентности и диссипацией турбулентной энергии следующим соотношением:

$$\mu_T = c_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (39)$$

где

$c_\mu=0.09$ - некоторая константа.

Уравнения модели имеют вид [30]:

$$\frac{\partial k}{\partial \tau} + \bar{U}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \left(\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{U}_j}{\partial x_i} \right) \cdot \frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} - \varepsilon \quad (40)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \tau} + \bar{U}_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + c_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{U}_j}{\partial x_i} \right) \cdot \frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} - c_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (41)$$

где

$\sigma_\varepsilon=1.3$, $c_{\varepsilon 1}=1.44$, $c_{\varepsilon 2}=1.92$.

Эта модель широко используется для свободных течений (струи, слой смешения и т.п.), но плохо описывает пристеночные течения. Это происходит потому, что при выводе основных уравнений, используется допущение о больших

значениях локального числа Рейнольдса. Но возле стенки это допущение не срабатывает - локальное число Рейнольдса стремится к нулю.

2.4.3. Модель турбулентности типа $k-\omega$

В этой модели используются два параметра: турбулентная кинетическая энергия k и удельная скорость диссипации энергии ω .

Уравнения переноса k и ω имеют следующий вид [38]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{U}_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_{k1}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta_0^* \rho k \omega \quad (42)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{U}_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_{\omega 1}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta_0 \rho \omega^2 \quad (43)$$

где

$$\beta_0^* = 0.09, \quad \alpha = 5/9, \quad \beta_0 = 0.075, \quad \sigma_{k1} = 2, \quad \sigma_{\omega 1} = 2.$$

P_k учитывает вязкостные силы:

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \left(3\mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (44)$$

Связь между параметрами ω и ε имеет вид:

$$\omega = \frac{\varepsilon}{\beta_0^* k} \quad (45)$$

Коэффициент турбулентной вязкости рассчитывается по формуле:

$$\mu_T = \rho \frac{k}{\omega} \quad (46)$$

$k-\omega$ модель хорошо описывает пристеночные течения, но не подходит для свободных течений.

2.4.4. Модель SST Ментера

Эта модель объединяет в себе лучшие качества $k-\varepsilon$ и $k-\omega$ моделей. Она является некой гибридной моделью турбулентности, основанной на использовании в пристенной области $k-\omega$ модели, а в ядре потока - $k-\varepsilon$ модели. Такой комбинированный подход заключается в преобразовании уравнений $k-\varepsilon$

модели к $k-\omega$ формулировке с помощью стыковочной функции $1 - F_1$. $F_1 = 1$ вблизи поверхности и $F_1 = 0$ за пределами пограничного слоя.

Коэффициент турбулентной вязкости определяется по формуле:

$$\mu_T = \rho \frac{k}{\max\left(\omega, \frac{S F_2}{\alpha_1}\right)} \quad (47)$$

где

$$\alpha_1 = 0.31;$$

S - инвариант тензора скоростей деформации.

Стыковочные функции в модели SST определяются следующими формулами:

$$F_1 = \tanh\left(\arg_1^4\right) \quad (48)$$

$$\arg_1 = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta_0^* \omega y}, \frac{500\mu}{y^2 \omega}\right), \frac{4\rho k}{CD_{k\omega} \sigma_{\omega 2} y^2}\right] \quad (49)$$

$$CD_{k\omega} = \max\left(\frac{2\rho}{\sigma_{\omega 2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 1 \times 10^{-10}\right) \quad (50)$$

$$F_2 = \tanh\left(\arg_2^2\right) \quad (51)$$

$$\arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta_0^* \omega y}, \frac{500\mu}{y^2 \omega}\right) \quad (52)$$

где

y - расстояние до ближайшей стенки;

μ - кинематическая вязкость;

$$\sigma_{\omega 2} = 0.856 \text{ [40, 41, 42, 43].}$$

Т.к. для успешного моделирования рабочих процессов в КС РДМТ с учетом завесного охлаждения необходимо рассчитывать как пристеночные течения, так и течение в ядре потока, то в настоящей диссертационной работе выбор был сделан в пользу модели турбулентности SST.

2.5. Численное моделирование процесса турбулентного горения с учетом конечной скорости химических реакций

Горение представляет собой сложный физико-химический процесс превращения исходных веществ в продукты сгорания в ходе экзотермических реакций, сопровождающийся интенсивным выделением тепла.

При горении горючее и окислитель смешиваются и сгорают. В зависимости от того, смешиваются ли они перед тем как сгореть, либо перемешивание и горение происходят одновременно, пламена подразделяют на пламена предварительно перемешанной смеси (кинетическое горение) и предварительно неперемешанной смеси (диффузионное горение), соответственно (рисунок 36).



Рисунок 36. Типы горения

В свою очередь, пламена, относящиеся к каждой из этих категорий, подразделяются на турбулентное и ламинарное пламя в зависимости от типа потока [44].

Таблица 1. Примеры систем с различным типом пламен

Горючее+окислитель	Тип течения смеси	Примеры
--------------------	-------------------	---------

Предварительно перемешанная смесь	Турбулентное	Двигатель внутреннего сгорания
	Ламинарное	Горелка Бунзена
Предварительно не перемешанная смесь	Турбулентное	Авиационный и ракетные двигатели
	Ламинарное	Горение древесины, свечи

Турбулентное горение, то есть горение смеси, течение которой является турбулентным - это наиболее часто встречающийся в практических устройствах режим горения [45].

С физической точки зрения турбулентные пламена представляют собой совокупность сложных взаимодействий между полем течения и протекающими химическими реакциями. С одной стороны, пламя влияет на турбулентность за счет ускорения потока и изменения вязкости (вязкость меняется с температурой, при выделении тепла поток нагревается, у него уменьшается плотность, соответственно он вынужден разогнаться). С другой стороны, турбулентность меняет структуру пламени за счет того, что она интенсифицирует процессы смешения в зоне реакции и влияет на скорости реакции за счет флуктуации температуры. Моделирование взаимодействия процессов турбулентности и горения представляет собой исключительно сложную задачу. Сложность моделирования заключается в том, что нужно точно описать три взаимно влияющих явления:

1) неоднородное турбулентное течение, характеризующееся наличием большого количества вихрей различных масштабов и различной пространственной ориентацией;

2) химия процессов горения;

3) взаимное влияние турбулентного течения и химических реакций за счет флуктуации параметров состояния (турбулентные флуктуации температуры, компонентов и плотности).

Для описания такого взаимодействия используются математические модели численного моделирования процесса горения. Их можно разделить на два класса:

1. Модели, описывающие кинетическое горение заранее перемешанной смеси, когда компоненты смеси горючего и окислителя заранее перемешаны до того, как они начали реагировать, и процесс горения рассматривается как распространение фронта пламени от горячих продуктов сгорания к холодной смеси горючего и окислителя.

2. Модели, описывающие процесс диффузионного горения, когда реагирующие вещества подаются в камеру сгорания отдельно, и скорости реакций зависят от степени смешения окислителя с горючим. Такой тип горения применяется в большинстве технических устройств, например, таких как камеры сгорания ЖРД и газотурбинных двигателей [46].

По сути модель горения обеспечивает взаимодействие между моделями турбулентного течения смеси газов и химической кинетики.

В настоящем диссертационном исследовании для моделирования процесса турбулентного горения используется 2 подхода:

1. Модель диссипации вихря (The Eddy Dissipation Model) [47], относящаяся к первому классу.

2. Модель тонкого фронта пламени (The Flamelet Model) [48, 49], относящаяся ко второму классу.

Данные модели горения описывают взаимодействие процессов химической кинетики и турбулентного смешения в пределе быстрых реакций - при большом значении числа Дамкёлера.

Число Дамкёлера (Da) - критерий подобия, определяющий отношение скорости течения химической реакции к скорости других процессов, происходящих в системе. В общем случае его можно выразить как отношение характерного времени физического процесса t_{phys} к характерному времени химической реакции t_{chem} [50]:

$$Da = \frac{t_{phys}}{t_{chem}} \quad (53)$$

Т. к. большинство топлив горят довольно быстро (число $Da \gg 1$), а химическая кинетика необходима только для определения промежуточных радикалов и загрязняющих веществ, то подход для моделирования горения в пределе быстрых реакций является оправданным.

2.5.1. Модель диссипации вихря (The Eddy Dissipation Model)

Изначально данная модель была предложена Дадли Брайаном Сполдингом [47], который ввел понятие "время жизни вихря", которое определяется следующим отношением:

$$\tau = \frac{k}{\varepsilon} \quad (51)$$

где

k - кинетическая энергия турбулентности, $\text{м}^2/\text{с}^2$;

ε - скорость турбулентной диссипации, $\text{м}^2/\text{с}^3$.

Модель основана на представлении, что для очень быстрых реакций скорость образования продуктов сгорания определяется временем смешения (что смешалось, то сгорело). Химия описывается глобальным механизмом, т.е. 1-но и 2-ух ступенчатыми реакциями.

Скорости реакции определяются масштабом времени смешения крупных вихрей, т.е. характеристиками k и ε турбулентного потока.

Скорость образования i -ого компонента в r -ой реакции определяется как минимальное значение из двух доминирующих процессов: скорости образования продуктов реакции и скорости расходования исходных компонентов (реагентов).

$$R_{i_r} = \min(R_{i_r(\text{react})}, R_{i_r(\text{prod})}) \quad (54)$$

$$R_{i_r(\text{react})} = v_{i_r} M_{w_i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{Y_i}{v_{i_r} M_{w_i}} \right) \quad (55)$$

$$R_{i_r(\text{prod})} = v_{i_r} M_{w_i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\sum_p (Y_p)}{\sum_j^N v_{j_r} M_{w_j}} \right) \quad (56)$$

где

$R_{i_r(\text{react})}$ - скорость расходования реагентов;

$R_{i_r(prod)}$ - скорость образования продуктов реакции;

M_{w_i} - молекулярная масса реагента;

M_{w_j} - молекулярная масса продукта реакции;

Y_i - массовая доля реагента;

Y_p - массовая доля продукта реакции;

ν_{i_r} - стехиометрический коэффициент реагента;

ν_{j_r} - стехиометрический коэффициент продукта реакции;

ρ - плотность;

A и B - эмпирические коэффициенты: $A=4$; $B=0,5$.

Из уравнения видно, что скорость образования продуктов реакции пропорциональна скорости диссипации и обратно пропорциональна кинетической энергии турбулентности, т.е. горение полностью определяется параметрами турбулентного течения реагирующей смеси [51].

2.5.2. Модель тонкого фронта пламени (The Flamelet Model)

Модель горения Flamelet (модель тонкого фронта пламени) служит для описания диффузионных турбулентных пламен.

В предельном случае бесконечно быстрых химических реакций ($Da \rightarrow \infty$) горение происходит на поверхности со стехиометрическим соотношением компонентов (модель Бурке-Шумана), а при конечных скоростях зона реакции займет некоторую конечную область в окрестности этой поверхности.

Предполагается, что горение происходит в тонких слоях с внутренней структурой, называемой тонким фронтом пламени. Само турбулентное пламя рассматривается как совокупность локальных одномерных вытянутых ламинарных диффузионных пламен - флеймлетов (от англ. flamelet), вытянутых и искривленных турбулентным течением. Химические реакции в пределах флеймлета можно рассматривать как локальное одномерное явление, которое зависит только от параметра смешения.

$$Z = \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_2 + \dot{m}_0} \quad (57)$$

Где $Z = 1$ в чистом потоке горючего и $Z = 0$ в чистом потоке окислителя [52].

Вводя данное допущение все уравнения переноса можно свести к единственному уравнению относительно величины Z .

Уравнение сохранения для параметра смешения:

$$\frac{\partial(\rho Z)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho Z)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho D \frac{\partial Z}{\partial x_j}) \quad (58)$$

В данном уравнении отсутствуют нелинейные источниковые члены, т.к. переменная Z по своему определению привязана не к различным компонентам (например, CO или CO₂ и т.д.), а к атомам (C, O, H, Ni т.д.). Поскольку при химических реакциях изменяются компоненты, а атомы не меняются, то атомный состав остается постоянным и поэтому Z является сохраняющейся скалярной величиной.

Тогда массовая доля химического элемента j определяется формулой:

$$Y_j = \sum_{i=1}^n \frac{a_{ij} M_j}{M_i} Y_i \quad (59)$$

где

Y_j - массовая доля химического элемента j (например, таких как C или H);

Y_i - массовая доля компонента i ;

M_j - молекулярная масса;

a_{ij} - количество элементов j в молекуле i .

При использовании данной модели все значения массовых долей компонентов, температуры и плотности зависят только от параметра смешения.

В турбулентном течении все скалярные величины претерпевают определенные флуктуации (рисунок 37). Влияние турбулентности на флеймлеты учитывается путем введения мгновенной скорости скалярной диссипации, как меры скорости перемешивания, которая определяется как

$$\chi = 2D(\text{grad}Z)^2 \quad (60)$$

где

D - коэффициент диффузии компонента.

χ может быть интерпретирована как характерная скорость диффузии [53]. Если $\chi \rightarrow 0$, то система стремится к химическому равновесию. С увеличением χ степень неравновесности возрастает.

В турбулентном течении параметры Z и χ распределены статистически. Для их описания используются функции плотности вероятности: β -функция или двойная δ -функция Дирака.

Уравнение переноса для компонентов:

$$\rho \frac{\partial Y_i}{\partial \tau} = \frac{1}{2} \rho \chi \frac{\partial^2 Y_i}{\partial Z^2} + S_i \quad (61)$$

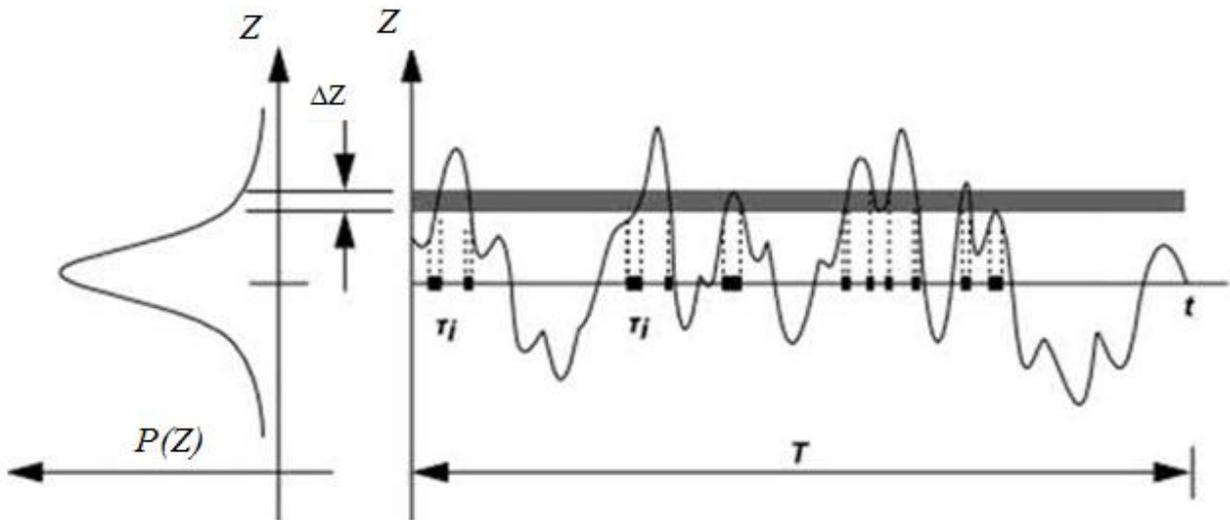


Рисунок 37. Флуктуации температуры в турбулентном течении и функция распределения плотности вероятности Z

В данной модели используется следующая схема расчета [53]:

1. Из термодинамики определяются параметры химического равновесия, т.е. зависимость концентрации каждого компонента от параметра смешения Z .
2. С другой стороны, имеется наперед заданная функция плотности вероятности Z и χ .
3. В совокупности получается осредненное значение массовых долей компонентов

$$\tilde{Y}_i = \tilde{Y}_i(\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2, \tilde{\chi}_{st}) \quad (62)$$



Рисунок 38. Схема расчета средних значений концентраций компонентов

Для заданной скорости скалярной диссипации χ концентрация компонентов в любой точке очага ламинарного пламени является однозначной функцией Z :

$$Y_i = Y_i(Z) \quad (63)$$

Как следствие такого одномерного описания флеймлетов, химия флеймлета может быть отделена от трехмерных свойств течения, и, таким образом, реализуется ключевая идея флеймлет-модели - возможность разделения вычислений гидродинамики турбулентного течения и химической кинетики. Поэтому для конкретной пары компонентов определяют отдельно и создают флеймлет-библиотеку - базу данных $Y_i(Z, \chi)$ [52, 53, 54].

3. РЕАЛИЗАЦИЯ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА В ANSYS CFX

3.1. Моделирование на секторной расчетной области

3.1.1. Влияние способа подачи компонентов топлива на энергетические параметры и тепловое состояние РДМТ

Целью первого этапа численного моделирования стало изучение влияния способа подачи КТ на эффективность и тепловое состояние РДМТ. Для этого использовалось четыре варианта подачи КТ в КС (рисунок 39):

Вариант 1: в завесу - кислород, в центр - метан, в периферию - кислород.

Вариант 2: в завесу - кислород, в центр - кислород, в периферию - метан.

Вариант 3: в завесу - метан, в центр - метан, в периферию - кислород.

Вариант 4: в завесу - метан, в центр - кислород, в периферию - метан.

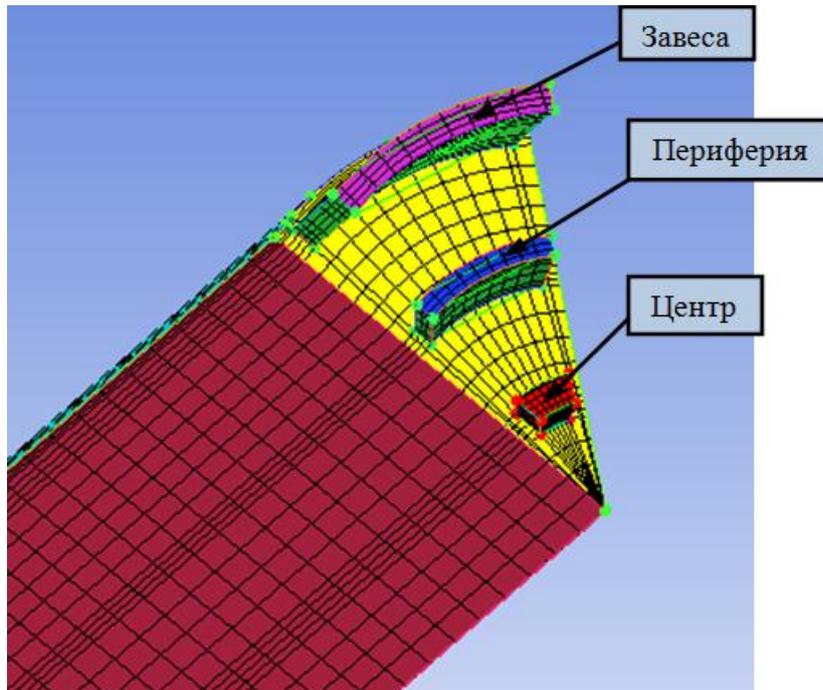


Рисунок 39. Схема подачи КТ

Для каждого из способа подачи КТ требуется определить оптимальные параметры системы смесеобразования РДМТ по критериям минимальной температуры стенки и максимального удельного импульса:

- относительного массового расхода охладителя $\bar{m}_3 = \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_\Sigma}$,
- коэффициента избытка окислителя смеси, подаваемой в ядро потока $\alpha_{я}$,
- суммарного расхода компонентов через КС \dot{m}_Σ .

Расчет проводился на 1/8 части от полноразмерной КС (рисунок 33). Моделирование в расчетной области проводилось без учета влияния распределения компонентов по смесительной головке (подача компонентов осуществляется по нормали к поверхности).

При моделировании процессов горения и перемешивания в КС РДМТ приняты следующие допущения:

1. Расчет проводится в условиях отсутствия силы тяжести.
2. Задача рассматривается в стационарной постановке.

3. В качестве рабочего тела используется реагирующая смесь, включающая в себя три вещества: "окислитель", "горючее" и "продукты сгорания", которые являются идеальными газами с постоянной вязкостью и теплоемкостью, зависящей от температуры.

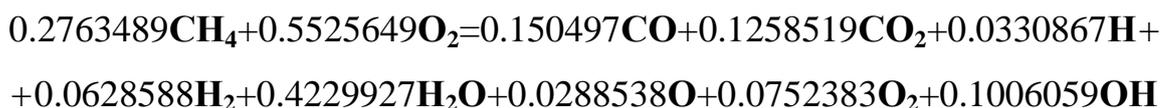
4. Химические реакции в КС РДМТ происходят с бесконечно большой скоростью. Весь каскад реакций, происходящих при горении, завершается за очень малое время (менее 1 мкс) [44].

5. Стенки адиабатические.

6. В качестве модели турбулентности применяется модель SST.

7. В качестве модели горения используется модель диссипации вихря (The Eddy Dissipation model). Состав продуктов сгорания определяется брутто-реакцией, выведенной из допущения о том, что в каждом элементарном объеме КС горючее и окислитель прореагировали до состояния полного расходования одного из КТ и образования равновесного состава ПС. В случае, если в элементарном объеме горючее и окислитель находятся не в стехиометрическом соотношении, то непрореагировавший КТ домешивается в ПС, уменьшая температуру смеси.

8. Горение происходит по одной брутто-реакции:



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

В качестве граничных условий на входе в расчетную область задавались массовые расходы компонентов топлива и расход на завесное охлаждение. На выходе - давление атмосферы, полученное из одномерного термодинамического расчета.

Для поиска оптимальных значений параметров системы смесеобразования, обеспечивающих достижение максимального $I_{уд}$ при ограничении температуры

стенки, необходимо получить адекватную математическую модель, где функция отклика - это удельный импульс тяги $I_{уд}$ и температура стенки КС, а входные параметры- суммарный массовый расход КТ через камеру \dot{m}_Σ , г/с, относительный расход на завесу $\bar{m}_3 = \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_\Sigma}$, коэффициент избытка окислителя смеси, подаваемой в ядро потока α_j . В таблице 2 приведены уровни варьирования входных факторов.

Т. к. подавляющее большинство материалов стенки допускают весьма умеренные нагревы (максимум $1300 \div 1500$ К) [4], то в расчетах принималось ограничение для температуры стенки КС в 1400 К.

Таблица 2. Входные факторы и уровни их варьирования

Входной фактор	Уровни варьирования	
	Минимальный	Максимальный
Суммарный массовый расход КТ через камеру \dot{m}_Σ , г/с	57,6	70,4
Относительный расход на завесу \bar{m}_3	0,1	0,75
Коэффициент избытка окислителя смеси, подаваемой в ядро потока α_j	0,001	3
Оптимизация проводится по следующим критериям: $I_{уд} \rightarrow \max$ при $T_{ст_max} \leq 1400$ К		

Для определения регрессионных зависимостей p_k , P , $I_{уд}$ и $T_{ст}$ от входных параметров, построения поверхности отклика и минимизации числа вычислительных экспериментов для каждого из четырех вариантов подачи КТ был выбран центральный расширенный композиционный ротатабельный план [55], по которому были выбраны расчетные точки согласно с уровнями варьирования. Общее количество расчетных точек для каждого варианта составило 30. В каждой расчетной точке проводилось моделирование внутрикамерных процессов в РДМТ. Далее по результатам моделирования были получены регрессионные зависимости и построены поверхности отклика (на рисунках 40 и 41 представлены результаты расчета $I_{уд}$ и $T_{ст}$ для первого способа подачи). Полученные зависимости представляют собой регрессионную модель проектных параметров РДМТ.

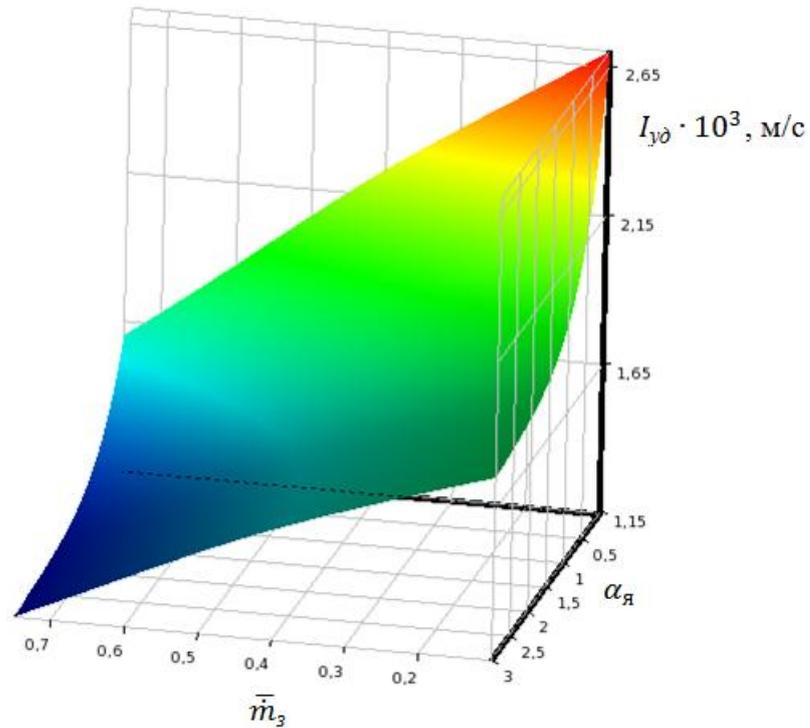


Рисунок 40. Удельный импульс

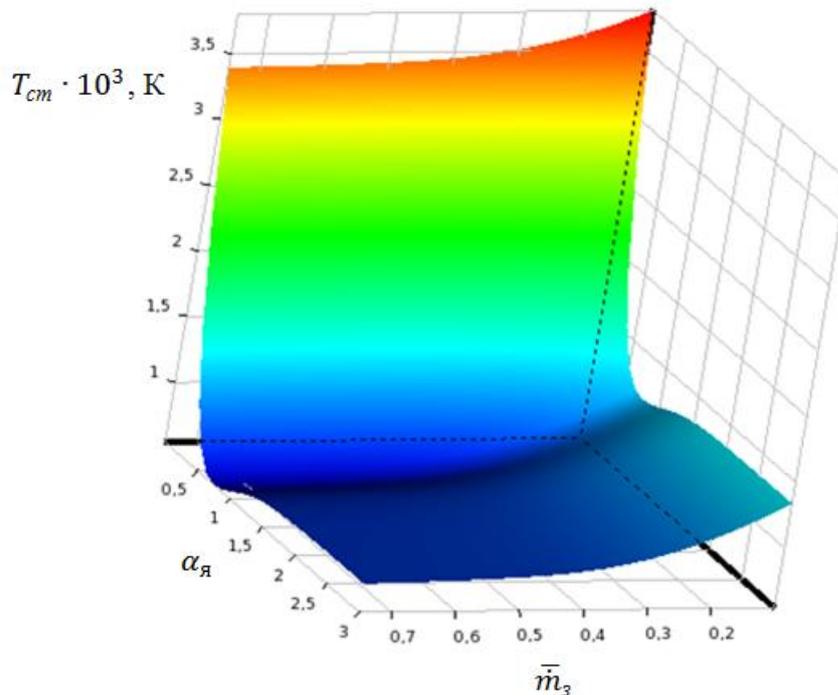


Рисунок 41. Температура стенки со стороны горячих газов

На рисунках 42- 49 приведены графики функций p_k , P , $I_{уд}$ и $T_{ст}$ в зависимости от коэффициента избытка окислителя при различных расходах охлаждающего компонента (кислорода или метана) и суммарном массовом расходе 64 г/с.

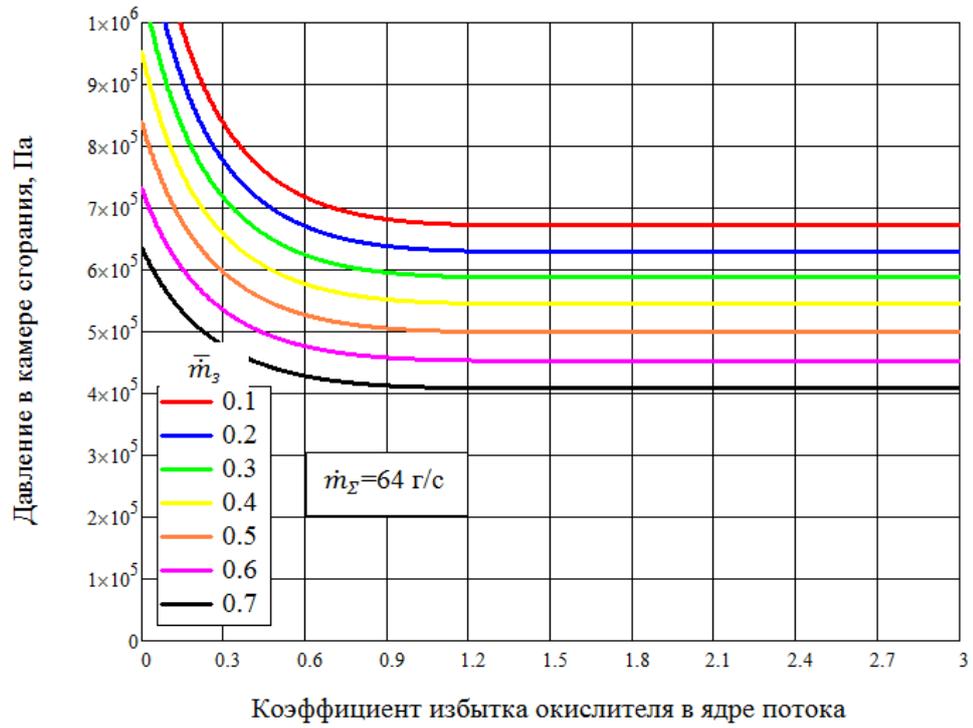


Рисунок 42. Давление в КС при подаче кислорода в завесу и периферию

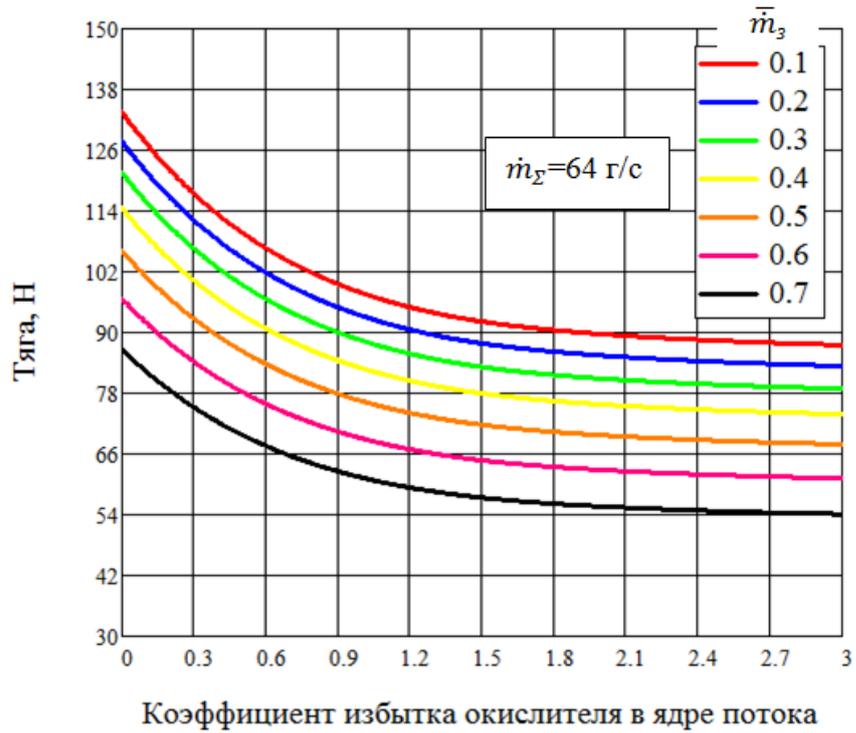


Рисунок 43. Тяга РДМТ при подаче кислорода в завесу и периферию

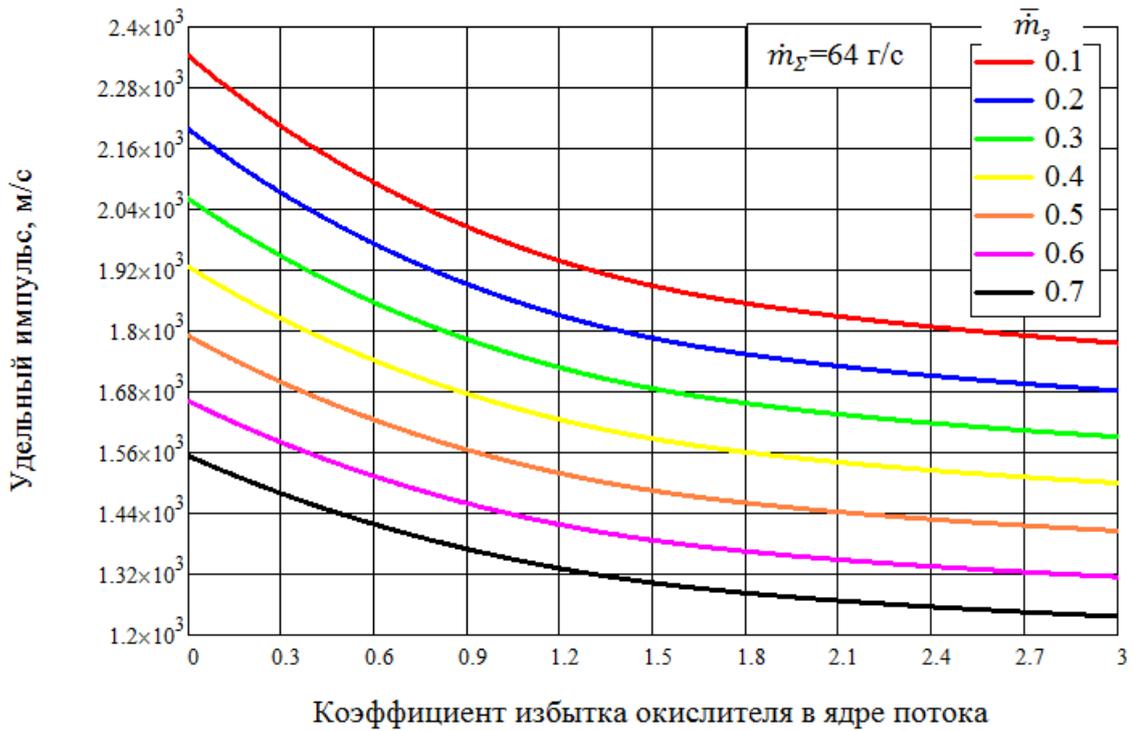


Рисунок 44. Расчетный удельный импульс при подаче кислорода в завесу и периферию

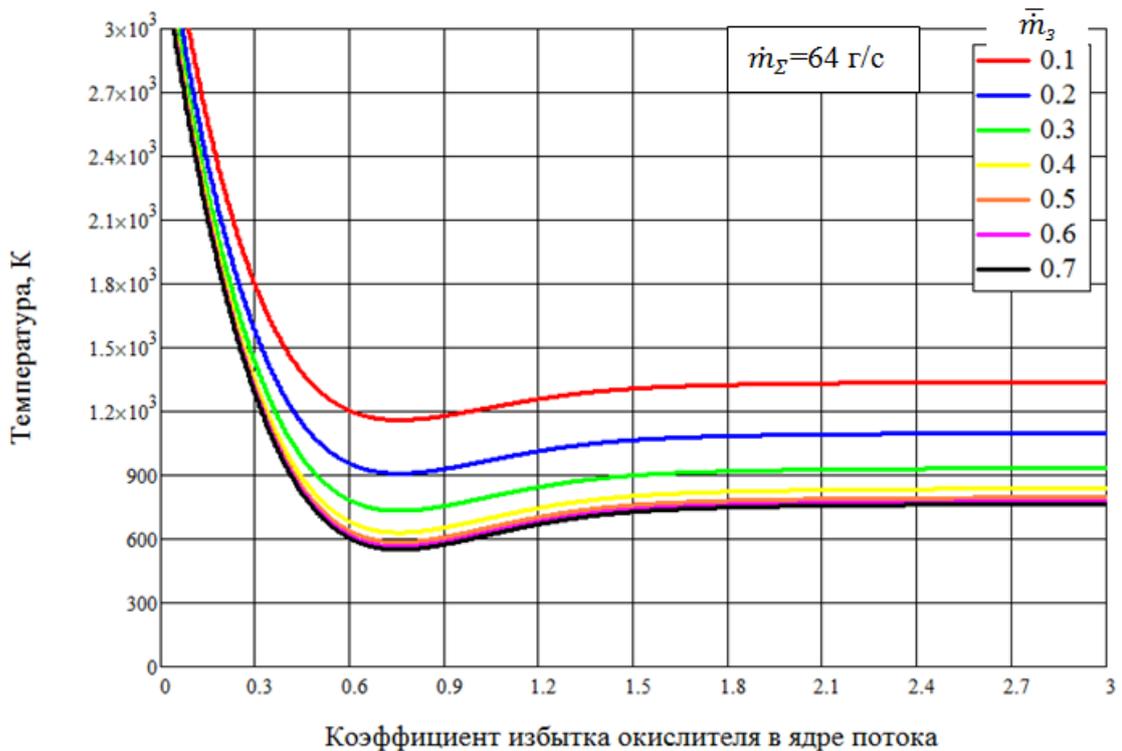


Рисунок 45. Температура стенки со стороны горячего газа при подаче кислорода в завесу и периферию

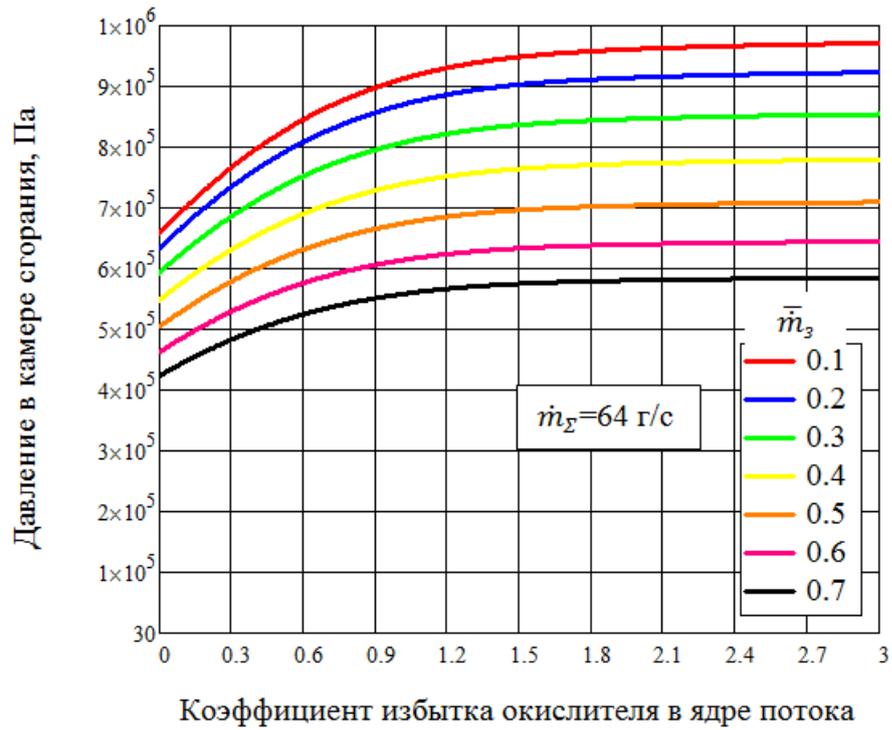


Рисунок 46. Давление в КС при подаче метана в завесу и периферию

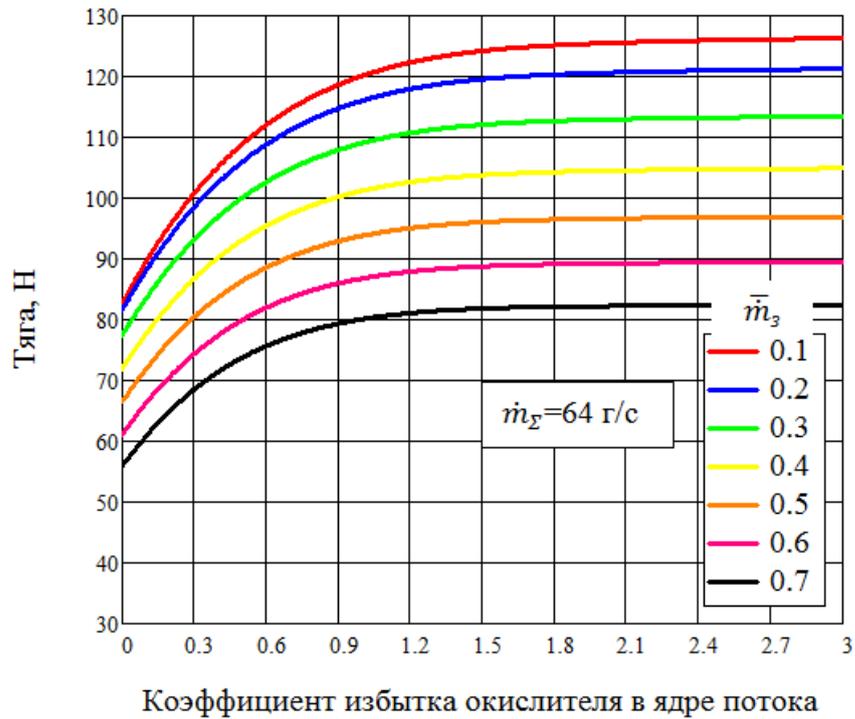


Рисунок 47. Тяга РДМТ при подаче метана в завесу и в периферию

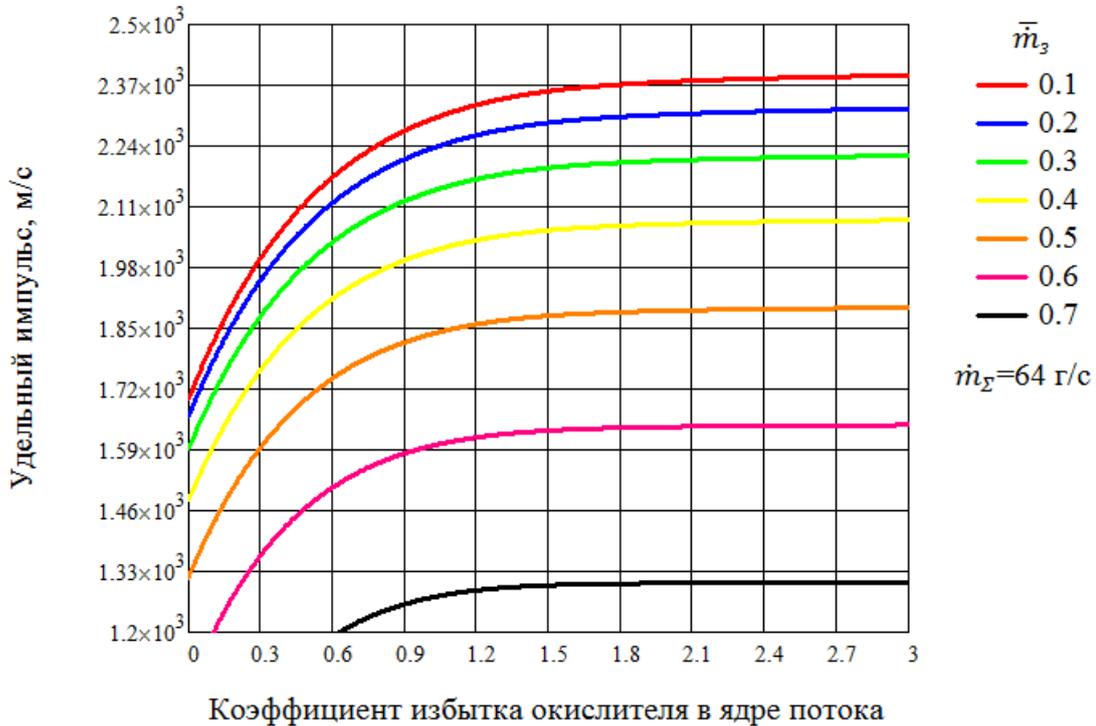


Рисунок 48. Расчетный удельный импульс при подачи метана в завесу и периферию

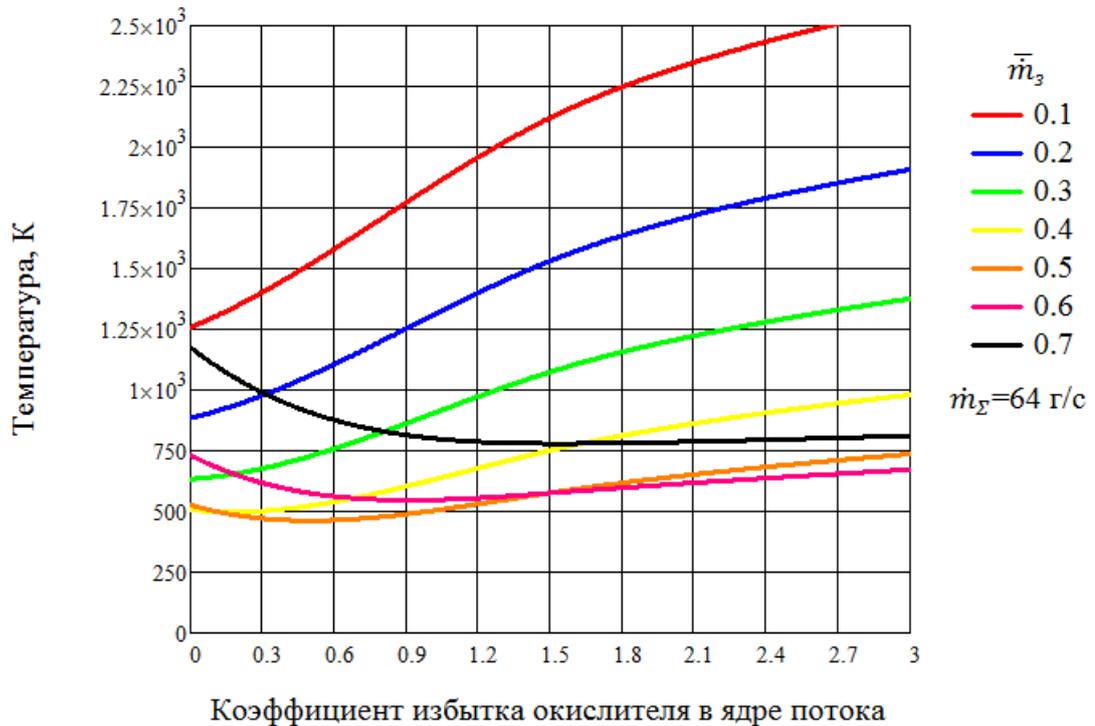


Рисунок 49. Температура стенки со стороны горячего газа при подачи метана в завесу и периферию

По полученным зависимостям поверхности отклика с помощью многокритериального генетического алгоритма [56], встроенного в программный

комплекс ANSYS, были выявлены наиболее оптимальные по заданным критериям значения $\alpha_{я}$, \bar{m}_3 , \dot{m}_Σ . Результаты оптимизационного расчета представлены в таблице 3.

Таблица 3. Результаты оптимизационного расчета

Способ подачи КТ	\dot{m}_Σ , г/с	\bar{m}_3	$\alpha_{я}$	α_Σ	p_k , атм	$I_{уд}$, м/с	$T_{ст_max}$, К	$I_{уд_ид}$, м/с	$\varphi_{уи}$
Вариант 1	59.14	0.176	0.49616	0.656	6.425	2101	1115	3340	0.629
Вариант 2	60.99	0.269	2.9695	4.155	7.047	1640	1997	2202	0.74
Вариант 3	66.81	0.443	2.3182	0.253	7.691	2214	1199	2309	0.959
Вариант 4	66.03	0.216	1.2073	0.464	9.055	2301	1326	2895	0.795

$$\varphi_{уи} = I_{уд}/I_{уд_ид} \quad (64)$$

где $I_{уд}$ - удельный импульс, полученный в расчете; $I_{уд_ид}$ - теоретический удельный импульс.

Таким образом, лучшими, с точки зрения достижения максимального $I_{уд}$ при ограничении температуры стенки до 1400 К, являются способы подачи, когда в завесу подается метан (вариант 3 и вариант 4). Это связано с тем, что метан обладает большей охлаждающей способностью, чем кислород (таблица 4).

Таблица 4. Охлаждающая способность компонентов топлива

Компонент топлива	Охлаждающая способность $K_{охл}, \frac{кг^{0,2} \cdot м^{0,6}}{с^{2,2} \cdot К}$
Метан	596.26
Кислород	365.77
Комплекс $K_{охл}$ рассчитан для $p=10$ атм и $T=300$ К [57, 58]	

где

$$K_{охл} = \frac{\lambda^{0,6} C_p^{0,4} \rho^{0,4}}{\mu^{0,4}} \quad (65)$$

где λ - коэффициент теплопроводности, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot\text{К}}$; C_p - удельная теплоемкость при постоянном давлении, $\frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$; ρ - плотность, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$; μ - коэффициент вязкости, Па·с [59].

Из полученных результатов видно, что при моделировании течения в КС, оптимальные параметры при ограничении допустимой температуры стенки КС обеспечивают полноту сгорания на уровне 0.795 и 0.959 при практически равном удельном импульсе (основной показатель эффективности ракетного двигателя). Абсолютное значение удельного импульса больше у варианта 4, который и является наиболее оптимальным. Интересным является также вариант 1, т.к. при меньшем всего на 10% удельном импульсе, он обеспечивает наименьшую максимальную температуру стенки и наименьшее из всех вариантов давление в КС. Столь низкая максимальная температура стенки КС (1115 К) объясняется сравнительно небольшим давлением и, следовательно, меньшим тепловым потоком в стенку КС от продуктов сгорания топлива, который, как известно, зависит от давления [4]:

$$q \sim p_k^{0.85} \quad (66)$$

Меньший тепловой поток в стенку означает большую надежность и ресурс в полете. Кроме этого, плотность топлива варианта 1 больше остальных (вариантов 3 и 4), т.к. $\alpha_\Sigma=0.65$, и это значит, что космический летательный аппарат сможет вывести на целевую орбиту большой груз. Все выше сказанное говорит о том, что с точки зрения проектирования РДМТ вариант 1 является более предпочтительным по сравнению с другими, даже несмотря на меньшие значения основного критерия оптимизации - удельного импульса. Единственным недостатком варианта 1, который практически перечеркивает все перечисленные достоинства является то, что завесное охлаждение стенки КС осуществляется окислителем - кислородом. Для сохранения несущей способности стенки потребуется применение специальных дорогостоящих жаростойких и материалов и технологий их нанесения.

Таким образом, было определено, что наиболее оптимальной схемой подачи КТ по критериям максимального $I_{уд}$ при ограничении температуры стенки до 1400

К является вариант, при котором в качестве компонента топлива для завесного охлаждения используется газообразный метан, а в ядро потока подается газообразный кислород. При данной схеме подачи $I_{уд} = 2301$ м/с, а $T_{ст_макс} = 1326$ К.

3.1.2. Влияние интенсивности турбулентности потоков КТ и коэффициента диффузии на интегральные характеристики РДМТ

В ходе исследования внутрикамерных процессов в РДМТ было проведено сравнение данных, полученных экспериментальным и расчетным путем. Вычисленные значения давления в КС оказались меньше, чем полученные в ходе огневых запусков, что свидетельствует о необходимости настройки используемой математической модели.

Было выявлено, что при использовании брутто-реакции и модели диссипации вихря, описанных выше, наибольшее влияние на величину давления в КС оказывает значение интенсивности турбулентности потоков КТ, подаваемых в КС, и коэффициента диффузии, входящего в уравнение переноса компонентов (28).

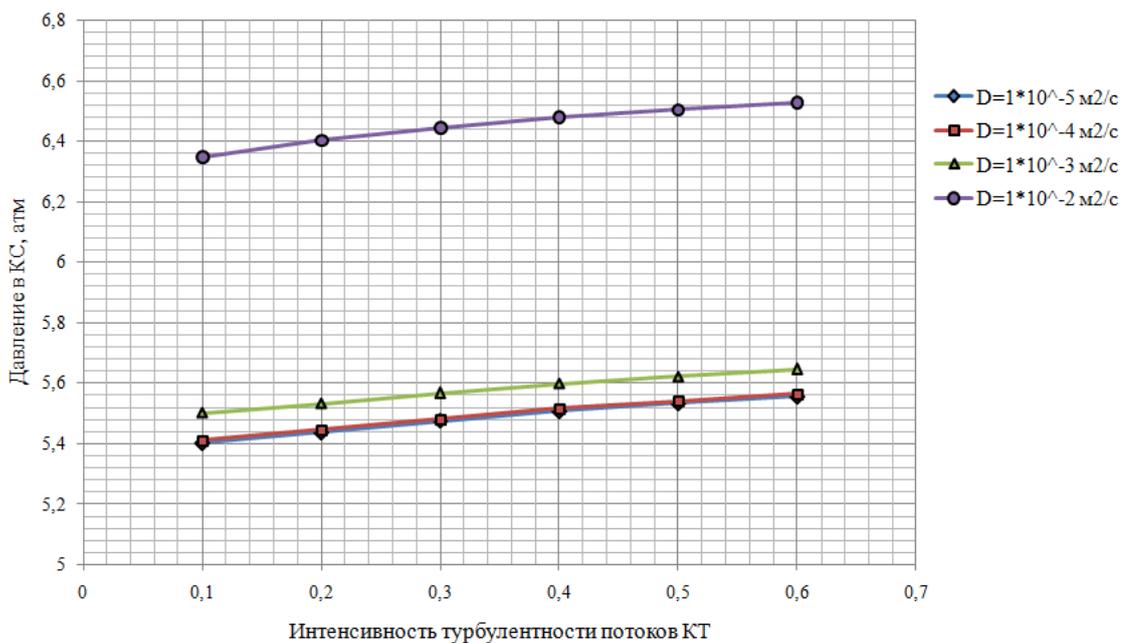


Рисунок 50. Зависимость давления в КС от интенсивности турбулентности потоков и коэффициента диффузии

Для получения интегральных характеристик, близких к экспериментальным данным, значение коэффициента диффузии при подачи КТ по нормали к поверхности должно составлять $D \approx 0.017 \div 0.034 \text{ м}^2/\text{с}$, а значение интенсивности турбулентности потоков КТ - $I \approx 0.5$.

Для $D = 0.025 \text{ м}^2/\text{с}$ расхождение в значениях экспериментального и расчетного давления составляет $\sim 2\%$, что свидетельствует о хорошем согласовании натуральных и численных экспериментов (таблица 5).

Таблица 5. Сравнение численного и экспериментального давления в КС

Номер запуска	\dot{m}_Σ , г/с	\dot{m}_3 , г/с	\bar{m}_3	\dot{m}_{O_2} , г/с	\dot{m}_{CH_4} , г/с	$\alpha_{\text{ядро}}$	$\alpha_{\text{КС}}$	$p_{\text{к_экс}}$, атм	$p_{\text{к_расч}}$, атм	Ошибка, %
1	71,42	45,6	0,6386	16,89	8,92	0,4745	1,756	7,638	7,495	1,87
2	69,95	44,34	0,6338	16,39	9,22	0,4455	1,6508	7,514	7,483	0,4
3	63,36	36,67	0,5787	16,78	9,91	0,4244	1,3518	7,065	7,198	1,88
4	62,92	36,43	0,5789	16,71	9,78	0,4282	1,3617	7,035	7,136	1,44

3.2. Моделирование на полноразмерной КС

3.2.1. Влияние модели горения на результаты численного расчета рабочих процессов в КС РДМТ с газозавесным охлаждением

Следующим этапом исследования был расчет течения на полноразмерной КС с использованием различных моделей горения:

- Модель диссипации вихря (The Eddy Dissipation model);
- Модель тонкого фронта пламени (The Flamelet Model).

Моделирование на полной геометрии КС и смесительной головке проводится с целью определения интегральных характеристик РДМТ с учетом распределения компонентов по смесительной головке.

Расчетная область с граничными условиями представлена на рисунке 51.

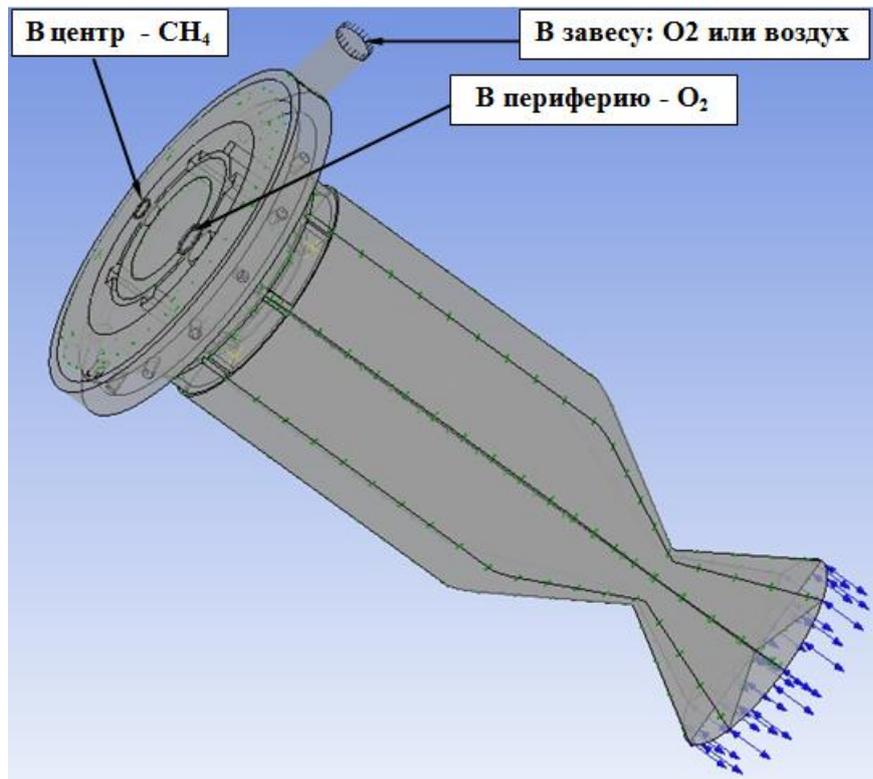


Рисунок 51. Расчетная область с граничными условиями для исследования рабочих процессов в РДМТ с учетом распределения компонентов по смесительной головке

В качестве граничных условий на входе в расчетную область задавались массовые расходы КТ и расход на завесное охлаждение. На выходе - давление атмосферы, полученное из одномерного термодинамического расчета [1]. Для обеих моделей горения применяется SST-модель турбулентности.

Результаты расчетов показывают, что использование подхода к моделированию горения, основанного на модели тонкого фронта пламени (The Flamelet Model) не требует корректировки эмпирических коэффициентов, входящих в уравнения турбулентности и горения, и хорошо описывает процесс горения в РДМТ. Результаты моделирования с использованием подхода рассеивания вихря (The Eddy Dissipation model) существенно зависят от таких параметров, как коэффициент диффузии и интенсивность турбулентности потоков, подаваемых в КС. При соответствующей их корректировке обе модели показывают хорошую согласованность с экспериментом (таблица 6).

Расчеты проводились для следующего способа подачи: в центр - метан, в периферию - кислород, в завесу - кислород.

При расчете на полноразмерной КС с учетом распределения КТ по смесительной головке для модели диссипации вихря значение коэффициента диффузии должно составлять $D \approx 0.003 \text{ м}^2/\text{с}$. Это значение существенно меньше (~ 10 раз), чем полученное ранее для секторной расчетной области. Данное различие объясняется тем, что в первом случае КТ подаются по нормали к сечению КС, потоки текут параллельно и плохо перемешиваются, поэтому для секторной расчетной области значение коэффициента диффузии требует большего значения.

Таблица 6. Сравнение численного и экспериментального давления в КС для различных моделей горения

№	\dot{m}_Σ , г/с	\bar{m}_3	$\alpha_{\text{ядро}}$	$p_{\text{к_расч}}$, атм		$p_{\text{к_эксп}}$, атм	Ошибка, %	
				EDM	Flamelet		EDM	Flamelet
1	71,42	0,6386	0,4745	7,387	7,474	7,638	3,28	2,15
2	69,95	0,6338	0,4455	7,342	7,421	7,514	2,3	1,24
3	63,36	0,5787	0,4244	7,011	7,121	7,065	0,76	0,8
4	62,92	0,5789	0,4282	6,935	7,118	7,035	1,42	1,18

Таким образом, для моделирования процесса турбулентного горения в РДМТ возможно использование двух подходов: модели диссипации вихря (The Eddy Dissipation model) и модели тонкого фронта пламени (The Flamelet Model).

Однако, использование Flamelet модели осложняется тем, что в настоящее время флеймлет-библиотеки существуют лишь для ограниченного числа топливных пар. Это делает невозможным использование данного подхода для моделирования горения таких широко используемых в ракетной промышленности топлив как НДМГ+АТ, ММГ+АТ, керосин+ВПВ и т.д. Модель тонкого фронта пламени также не применима в случае, когда в качестве завесного охладителя используется сторонний компонент, не входящий в пару КТ (например, когда в ядро потока подаются метан и кислород, а в качестве завесного охладителя

используется воздух). Модель рассеивания вихря, в свою очередь, не имеет таких ограничений и может быть использована для решения широкого круга задач моделирования горения.

3.2.2. Диффузия газов в условиях РДМТ

В главе 2. 5. рассматривались два типа пламен: предварительно перемешанной смеси и предварительно не перемешанной смеси.

В пламенах предварительно перемешанной смеси горючее и окислитель сначала смешиваются, а уже спустя некоторое время после перемешивания происходит процесс горения. В пламенах предварительно не перемешанной смеси (диффузионные пламена) горючее и окислитель реагируют по мере того, как происходит их перемешивание. Различие между пламенами предварительно перемешанной и предварительно не перемешанной смеси не всегда очевидно в случае, когда времена перемешивания и времена химических реакций становятся сопоставимыми. Принципиальная разница между пламенами предварительно перемешанной и предварительно не перемешанной смеси становится ясной из рассмотрения идеальных случаев для каждого из них.

Идеальное пламя предварительно не перемешанной смеси обладает быстрой (равновесной) химией, которая быстро приводит к установлению локального соотношения компонентов смеси; соотношение компонентов смеси постоянно изменяется, пламена могут существовать на границе раздела между горючим и окислителем, пламя поддерживается диффузией с каждой стороны. Горючее и окислитель диффундируют к фронту пламени благодаря градиентам концентраций, поддерживаемым химическими реакциями. Фронт пламени не может распространяться в сторону горючего без окислителя или в сторону окислителя без горючего. В результате фронт пламени локализован на границе раздела горючее-окислитель.

В идеальном пламени предварительно перемешанной смеси несгоревший газ полностью перемешан перед началом химических реакций. Пламена предварительно перемешанной смеси имеют реагенты только с одной стороны от

фронта пламени (и сгоревшие продукты с другой стороны). Горение определяется турбулентным смешением компонентов до молекулярного уровня, т. е. распространение пламени обусловлено процессами диффузии [44].

Таким образом, диффузия КТ и ПС, по-видимому, является определяющим фактором процесса горения в КС ЖРД. Количественное описание диффузии выражается законом Фика [60]:

$$\frac{\partial C}{\partial t} = D \frac{\partial^2 C}{\partial x^2} \quad (67)$$

где D - коэффициент диффузии. Этот коэффициент зависит от природы среды, от природы диффундирующего вещества и от условий, при которых находятся среда и диффундирующее вещество [61].

Коэффициент кинематический молекулярной диффузии $D_{1,2}$ - величина, характеризующая систему, состоящую из двух газов 1 и 2. Таких систем существует множество (особенно в условиях РДМТ, когда происходит взаимодействие между всеми ПС), поэтому составление исчерпывающих таблиц значений $D_{1,2}$ едва ли возможно.

Однако, рассчитать коэффициент кинематической диффузии все же возможно. В [62 и 63] приводятся методы расчета кинематического коэффициента диффузии в газах.

Для КТ CH_4 и O_2 был рассчитан коэффициент кинематической диффузии [63]:

$$D_{1,2} = 1,884 \cdot 10^{-4} T^{\frac{3}{2}} \sqrt{\frac{M_1 + M_2}{M_1 M_2}} / \left[p \left(\frac{\sigma_1 + \sigma_2}{2} \right)^2 \right] \quad (68)$$

здесь T - температура, К; M - молекулярная масса, кг/кмоль; p - давление, МПа; σ_1 и σ_2 - эффективные газокинетические диаметры молекул газов, Å ($1 \text{Å} = 0.1 \text{нм}$): $\sigma_{\text{CH}_4} = 0.3758 \text{ нм}$, $\sigma_{\text{O}_2} = 0.3467 \text{ нм}$.

Для температуры 3000 К и давления 1 МПа коэффициент кинематической молекулярной диффузии для данной пары газов составляет $7.2 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$, что значительно меньше значения, принятого для моделирования.

Однако, необходимо обратить внимание на следующее: помимо молекулярной диффузии также выделяют турбулентную диффузию, обусловленную турбулентным движением среды [65]. При турбулентном движении происходит перенос не отдельных молекул, а целых молярных объемов. Поэтому турбулентная диффузия происходит значительно интенсивнее молекулярной, и коэффициент диффузии для турбулентного течения может быть в 10-100 раз больше [66, 67]. Поэтому значения коэффициента диффузии, принятые в расчете, являются вполне оправданными.

4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В РДМТ С УЧЕТОМ ГАЗОЗАВЕСНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Одной из основных задач, решаемых в работе, является проведение огневых испытаний РДМТ с целью определения теплового состояния КС и оценки адекватности использованных математических моделей и принятых при расчетах допущений. Экспериментальные данные служат основным критерием достоверности полученных при численном моделировании результатов, а нередко и единственным источником информации о рабочих процессах двигателя. Поэтому планирование, подготовка и проведение экспериментов является важнейшим этапом исследования на стадии создания и отработки РДМТ.

Все экспериментальные исследования и огневые испытания проводились на испытательном стенде на кафедре "Ракетные двигатели" факультета "Двигатели летательных аппаратов" МАИ (НИУ).

Ниже описаны основные системы и особенности работы стенда.

4.1. Огневой стенд для испытания РДМТ в атмосферных условиях

Экспериментальный стенд включает в себя огневой бокс, пультовую, хранилища КТ, а также шахту шумоглушения (рисунок 52).

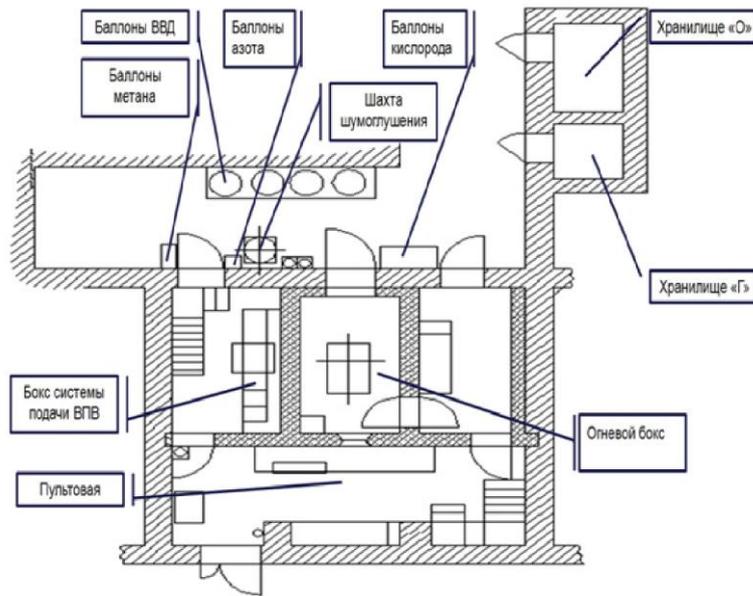


Рисунок 52. Схема экспериментального стенда

Основными системами стенда являются:

- система хранения и подачи КТ;
- автоматизированная система управления;
- система измерения, состоящая из блоков, каждый из которых отвечает за свой измеряемый параметр (ток, напряжение, давление, расход, тяг и температура), система регистрации и автоматизированной обработки экспериментальных данных;
- система видеотрансляции и видеорегистрации;
- система водоснабжения и пожаротушения;
- приточно-вытяжная вентиляция.

Основными особенностями работы стенда являются:

- 1) проведение огневых испытаний в условиях атмосферы;
- 2) возможность работы на длительных и импульсных режимах;
- 3) использование только экологически чистых КТ, как жидких, так и газообразных: кислород + керосин, кислород + метан; кислород + спирт; ВПВ + керосин;
- 4) возможность регулирования расходов КТ и расхода компонента, идущего на внутреннее завесное охлаждение.

4.1.1. Система хранения и подачи топлива

Система состоит из трех самостоятельных подсистем - окислителя (газообразный кислород), горючего (газообразный метан) и охладителя (газообразный кислород или воздух).

Система подачи окислителя

Газообразный кислород подается в огневой бокс из баллонной (рисунок 52) под давлением до 15 МПа. Магистраль подачи окислителя состоит из трубопровода нержавеющей стали переменного диаметра с установленной на него регулирующей арматурой и измерительной аппаратурой (рисунок 53).

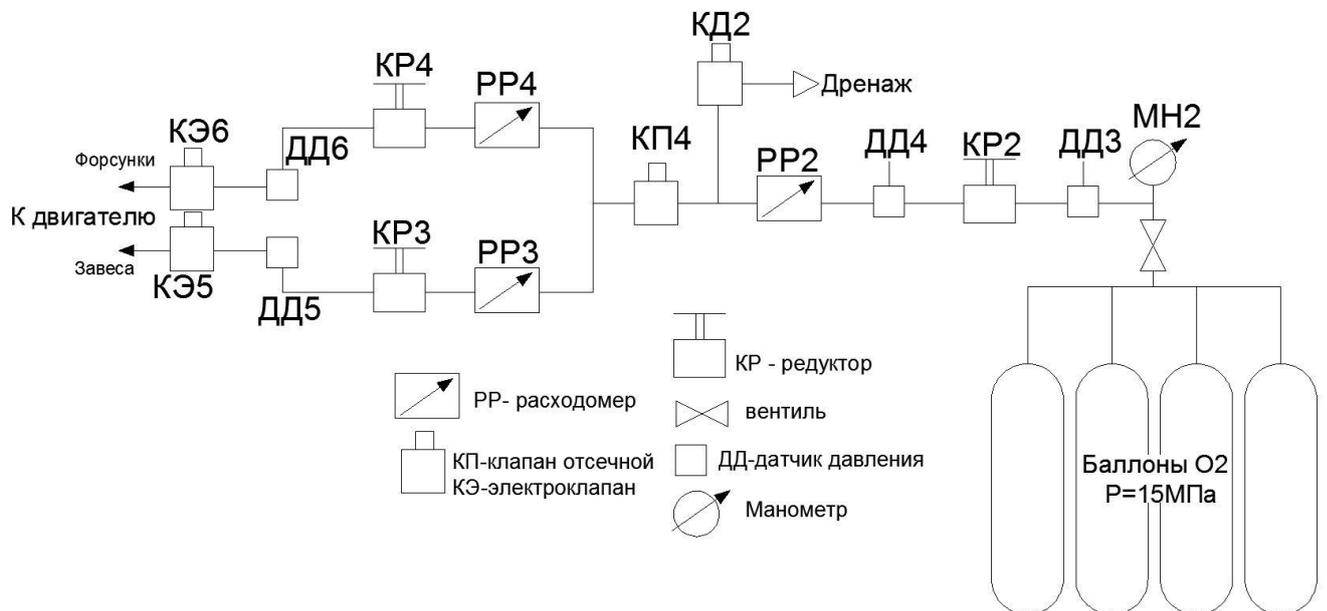


Рисунок 53. Схема подачи окислителя к объекту исследования

Регулирование расхода кислорода производится с помощью пневмоуправляемого редуктора КР2, установленного на постоянный максимальный расход окислителя (до 75 г/с). После клапана подачи КП4 магистраль окислителя разделяется на две независимые ветви - подача компонента в форсунки и в завесу. Регулировка массового секундного расхода компонента на форсунки и завесу осуществляется редукторами с электроприводом КР4 и КР3, соответственно. Измерение производится тремя термомассовыми расходомерами РР2, РР3 и РР4 для основного расхода (до клапана подачи КП4), расхода на завесу и форсунки, соответственно. С помощью

датчиков давления ДД5 и ДД6 контролируется давление подачи компонента в смесительную головку.

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.

Система подачи горючего

Газообразный метан высокой чистоты подается в огневой бокс из баллонов метана под давлением до 15 МПа (рисунок 52). Функционально система подачи метана аналогична системе подачи газообразного кислорода. Однако, с учетом взрывоопасности метана, существуют ряд отличий, которые необходимы для организации безопасной работы во время испытаний на стенде.

Подача газообразного метана в бокс осуществляется с помощью клапана КП1 (рисунок 54), 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 датчики концентрации CH_4 . При повышении 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 КП2 магистраль горючего, по аналогии с магистралью окислителя, разделяется на две ветви – магистраль завесы и магистраль форсунок горючего.

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

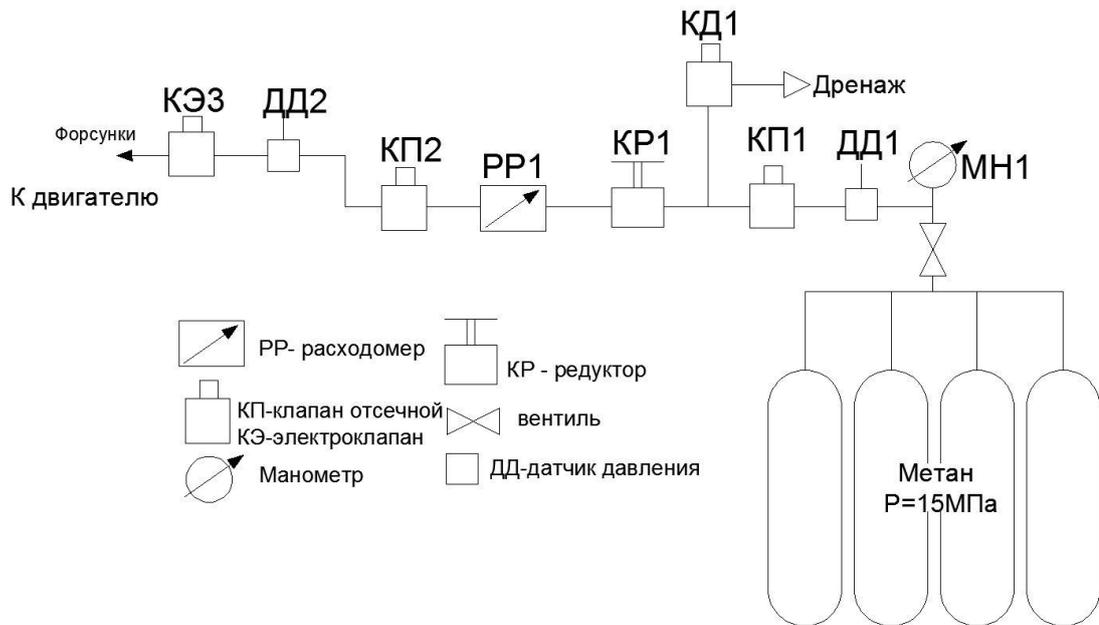


Рисунок 54. Схема подачи горючего к объекту исследования

Система подачи воздуха

С целью снижения температуры горения в КС двигателя и сохранения материальной части, в качестве окислителя и завесного охладителя при испытаниях также использовался воздух.

Из баллонов высокого давления (до 20 МПа) сжатый воздух подается отдельно на завесу и форсунки через дренажируемые редуктора КР5 и КР6, соответственно (рисунок 55). Редуктора нагружаются вручную. При разгрузке редуктора происходит дренажирование воздуха в атмосферу. Диапазон давлений на входе в редуктор – 40 МПа, выходное давление до 3 МПа.

После редуктора в магистрали завесы установлен термомассовый расходомер РР5 с пропускной способностью до 170 г/с воздуха. Расходомер оснащен регулируемой уставкой, позволяющей изменять расход в темпе эксперимента или же выдерживать расход неизменным при колебаниях давления на входе. Отсечными пневмоуправляемыми клапанами КР7 и КР8 осуществляется подвод воздуха к двигателю, а электрическими пусковыми клапанами КЭ9 и КЭ10 открывается подача компонента в смесительную головку двигателя. С помощью датчиков давления ДД7 и ДД8 контролируется давление подачи воздуха в завесу и в ядро, соответственно.



Рисунок 55. Схема подачи воздуха к объекту исследования

Завесная и форсуночная магистрали воздуха идентичны. Единственное отличие заключается в измерении расхода. В форсуночной магистрали установлен расходомер РР6 меньшей пропускной способности (до 30 г/с) и без возможности регулирования в темпе эксперимента. При необходимости этот диапазон можно расширить.

4.1.2. Автоматизированная система управления

Автоматизированная система управления выполняет следующие функции:

- запуск и останов двигателя по заданной циклограмме;
- контроль за основными параметрами двигателя, а при достижении ими критических значений - аварийный останов по заданной программе;
- изменение режимов работы двигателя;
- управление стендовыми клапанами, поддержание заданных давлений наддувов и продувок;
- контроль наличия компонентов в стендовых баках;
- контроль целостности электрических цепей двигателя;
- выдача временных команд [69].

Автоматизированную работу стенда обеспечивает следующее программное обеспечение (ПО):

– "Oscillyser" используется для настройки контроллера, проверки преобразованных сигналов и настройки датчиков.

– "Experimentyser" служит для задания программы испытаний и циклограмм и отвечает за общее проведение эксперимента.

– "ExperimentManager" отвечает за связь с контроллером информационно-измерительной системы, является общим сервером данных и осуществляет передачу управляющих сигналов в контроллер. Внешний вид ПО "ExperimentManager" во время эксперимента представлен на рисунке 56.

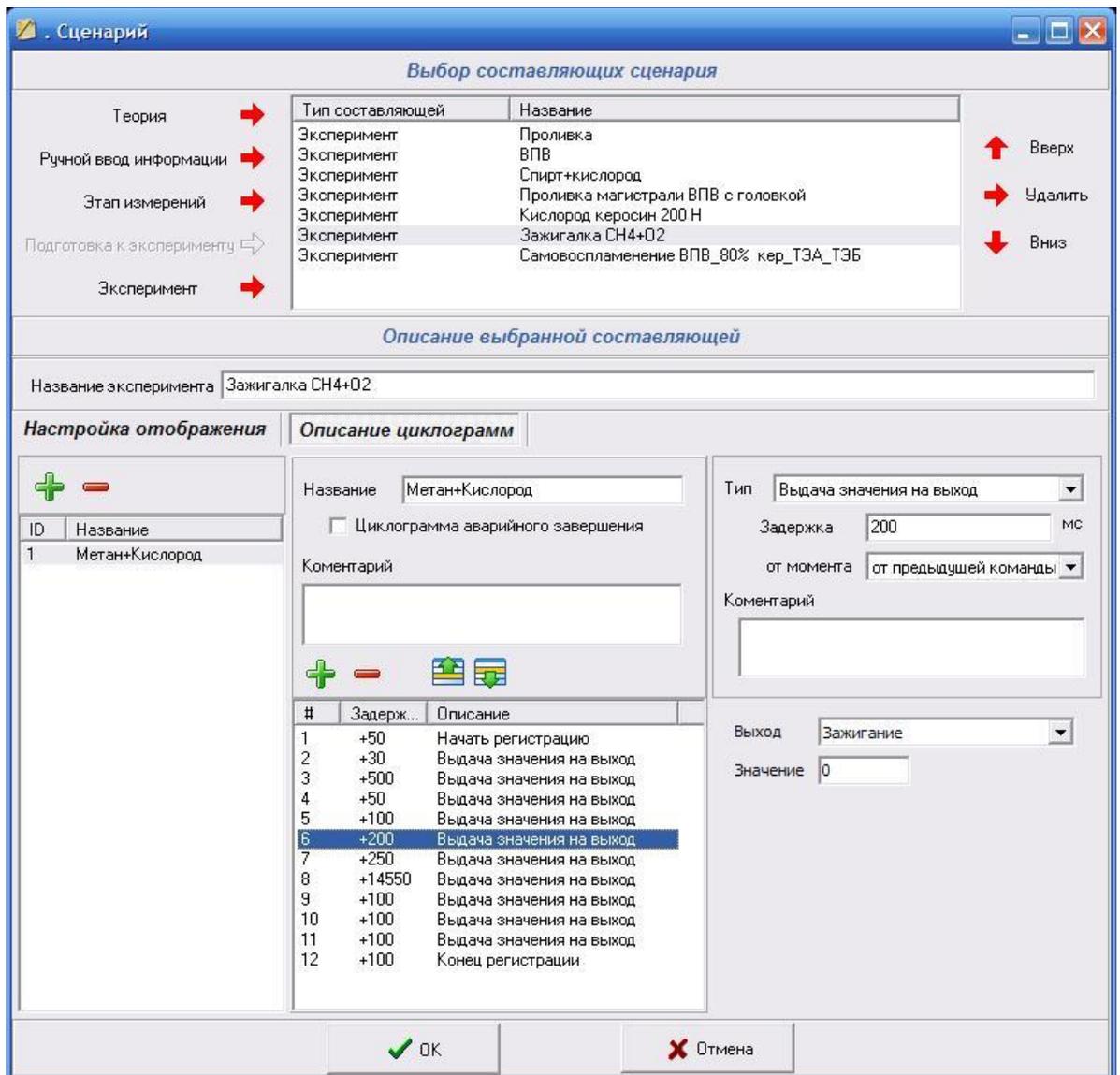


Рисунок 56. Внешний вид ПО "ExperimentManager"

– "Wonderware SCADA InTouch" (Supervisory Control And Data Acquisition). Управление стандом осуществляется в автоматическом режиме через SCADA-

систему InTouch, позволяющую контролировать и управлять всеми объектами и системами, используя графические объекты, и включающую:

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

На рисунке 57 приведена форма визуализации схемы пневмогидравлической системы.

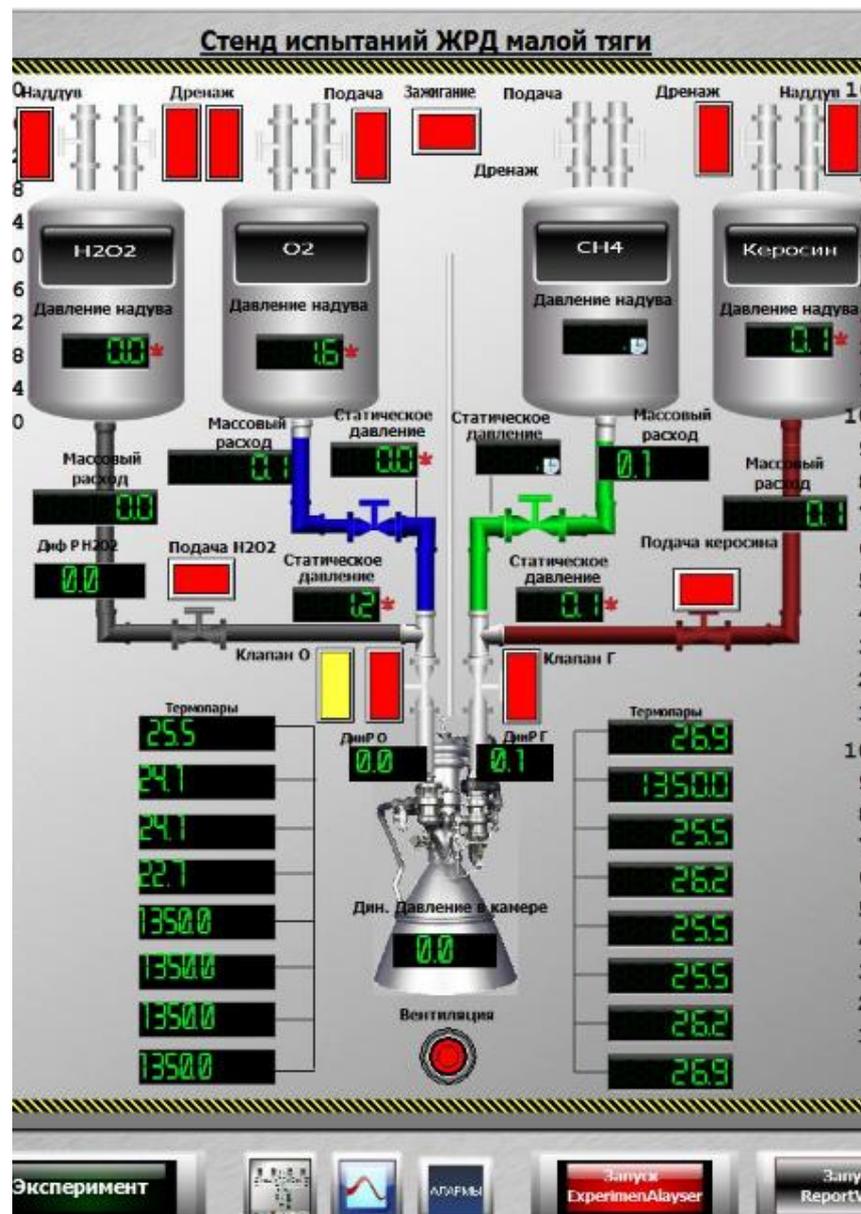


Рисунок 57. ПО управления стендом испытаний РДМТ

4.1.3. Система измерения, регистрации и автоматизированной обработки экспериментальных данных

Система измерения состоит из блоков, каждый из которых отвечает за свой измеряемый параметр.

▪ **Блок измерения расхода.** Значения расходов КТ на установившихся режимах являются исходной информацией для расчета основных характеристик двигателя. Блок измерения расхода включает следующие датчики:

- а) кориолисовые массовые расходомеры (Bronkhorst High-Tech IN-FLOW);
- б) турбинные расходомеры (Hoffer Flow Controls);
- в) термомассовые расходомеры (Bronkhorst High-Tech IN-FLOW);
- г) дифференциальные расходомеры.

▪ **Блок измерения давления.** Давление в КС измеряется с помощью высокочастотного тензометрического датчика ММД и низкочастотными тензометрическими датчиками. Давление горючего и окислителя на входе в двигатель измеряется с помощью статических и динамических тензометрических датчиков. Давление наддува расходного бака горючего и окислителя измеряются с помощью тензометрических датчиков с выходным сигналом 0...5 В и частотой до 100 Гц.

▪ **Блок измерения тяги.** Для измерения силы тяги используется силоизмерительное устройство СИУИ1500 (рисунок 58).

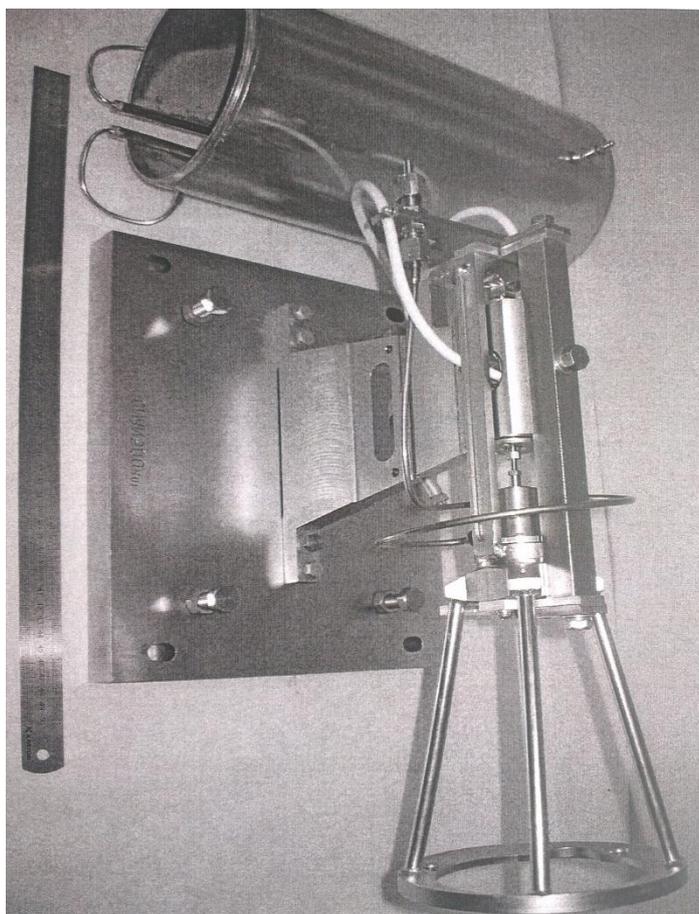


Рисунок 58. Силоизмерительное устройство СИУИ1500

СИУ преобразует импульсные циклические силы сжатия в пропорциональный электрический сигнал в измерительных преобразователях импульсных сил тяги, возникающих в силоизмерительном устройстве при испытаниях РДМТ. Диапазон преобразуемых амплитуд импульсных сил $0 \dots 1800$ Н. Питание датчика осуществляется напряжением постоянного тока от 5 до 10В. Силоизмерительное устройство в совокупности с программно-вычислительным комплексом обеспечивает прямое определение измеряемой силы тяги КС в ходе огневых испытаний [70, 71].

- **Блок измерения температур** состоит из двух модулей: модуль измерения температуры поверхности двигателя и модуль измерения температуры КТ.

Модуль измерения температуры поверхности двигателя представляет собой блок преобразователей термопар. На корпусе РДМТ закрепляется до 20 термопар, фиксирующих температуру по всей длине корпуса, а также на огневом днище.

Также предусмотрена возможность оценки температурного поля конструкции с помощью тепловизионной камеры в случае, если установка термодпар на корпус двигателя затруднительна (например, для КС, выполненной из композиционных материалов).

- **Блок измерения токов и напряжений** предназначен для слежения за изменениями токов и напряжений на клапанах, подающих горючее, окислитель и охладитель на РДМТ.

Параметры, измеряемый и регистрируемый системой измерения при испытаниях РДМТ, приведены в таблице 7.

Таблица 7. Измеряемые и регистрируемые параметры при испытаниях РДМТ

Наименование параметра, условное обозначение, единица измерения	Диапазон измерения	Погрешность измерения	Частота регистраций, Гц
Давление в камере сгорания, p_k , кгс/см ²	1...25	± 0,5 %	1000
	1...40	± 0,03 %	100
Давление наддува расходного бака окислителя, $p_{Б.О.}$, кгс/см ²	1...40	± 0,03 %	100
Давление наддува расходного бака горючего, $p_{Б.Г.}$, кгс/см ²	1...40	± 0,03 %	100
Давление окислителя на входе в двигатель, $p_{вх.О.}$, кгс/см ²	1...40	± 0,03 %	100
	1...40	± 0,5 %	1000
Давление горючего на входе в двигатель, $p_{вх.Г.}$, кгс/см ²	1...40	± 0,03 %	100
	1...40	± 0,5 %	1000
Давление окружающей среды, $p_{ОС}$, мм рт. ст.	730...780	± 1 %	—
Расход окислителя, г/с	0...70	± 0,5 %	100
Расход горючего, г/с	0...100	± 0,5 %	100
Температура окислителя на входе в	278...398	± 2,5 %	10

Наименование параметра, условное обозначение, единица измерения	Диапазон измерения	Погрешность измерения	Частота регистраций, Гц
двигатель, $T_{\text{вх.О.}}$, К			
Температура горючего на входе в двигатель, $T_{\text{вх.Г.}}$, К	278...398	$\pm 2,5\%$	10
Температура конструкции, $T_{\text{констр}}$, 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	$\pm 2 \%$	1000
Сила тяги R , Н	0...500	$\pm 2 \%$	5000

Для обработки результатов испытаний используется программа для автоматической обработки и анализа данных, полученных в процессе экспериментальной отработки ракетного двигателя [73]. Входными данными являются измеряемые в темпе эксперимента характеристики ракетного двигателя: например, расходы окислителя и горючего, давление в КС, тяга двигателя, температуры стенки и огневого днища и др. Программа может обрабатывать данные результатов эксперимента, полученные из систем сбора данных в формате txt-файла. Представление данных производится путем построения графиков изменения характеристик двигателя во времени.

Таким образом, описанный выше экспериментальный стенд, в состав которого входит различное программно-алгоритмическое обеспечение автоматизированной информационно-измерительной системы и системы управления, позволяет проводить огневые испытания РДМТ на экологически чистых КТ, обеспечивать измерения необходимых параметров работы стенда и объекта исследования с высокой точностью, автоматизировать процесс испытаний, визуализировать и сохранять информацию о результатах испытаний в удобном для экспериментатора виде [74].

4.2. Огневые испытания РДМТ

Ниже представлены результаты проведенных огневых испытаний РДМТ. Экспериментальное исследование энергетических характеристик и теплового состояния РДМТ проводилось на различных режимах работы. Можно выделить 3 основных этапа экспериментов:

1. Кратковременные огневые испытания на металлической КС с кислородной завесой.
2. Огневые испытания на металлической КС с воздушной завесой.
3. Огневые испытания на композитной КС с воздушной завесой и выходом двигателя на стационарный режим работы.

4.2.1. Кратковременные огневые испытания на металлической КС с кислородной завесой

На начальном этапе исследования была проведена серия кратковременных огневых запусков продолжительностью 2-3 сек. Эксперименты проводились на металлической КС. Использовалась следующая схема подачи компонентов: в центр - метан, в периферию - кислород, в завесу - кислород.

Расходы КТ варьировались в следующих пределах:

- $\dot{m}_{\Sigma}=45 \div 71.5$ г/с;
- $\dot{m}_{CH_4}=3.45 \div 13.46$ г/с;
- $\dot{m}_{O_2}=9.05 \div 17$ г/с;
- $\dot{m}_3=20.7 \div 52.15$ г/с ($\bar{m}_3=0.46 \div 0.73$).

Результаты первого этапа испытаний сведены в таблицу 10 ПРИЛОЖЕНИЯ 1.

Для оценки теплового состояния объект исследования препарировался хромель-алюмелевыми термопарами (рисунок 59). Термопары обладают малой инерционностью, поэтому позволяют проводить измерения температуры в режиме коротких включений двигателя, чтобы не допустить прогрева стенок КС и огневого днища до опасной температуры.

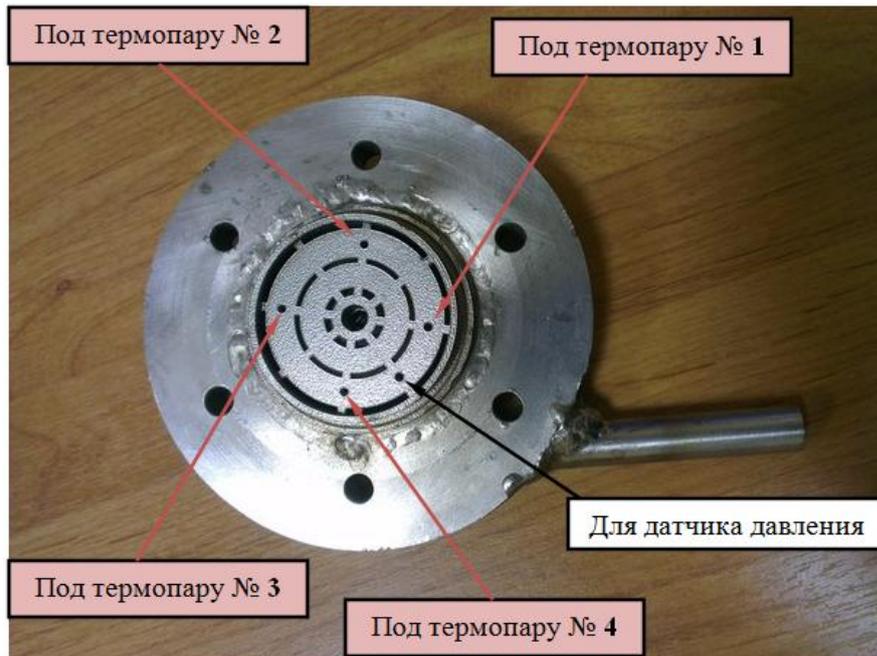


Рисунок 59. Места задела термопар на огневом днище

После проведения серии коротких запусков было выявлено, что наибольшему температурному воздействию подверглось огневое днище смесительной головки. На рисунке 60, б видна картина цветов побежалости, подтверждающая наличие высокотемпературных обратных токов и зон повышенных температур вблизи огневого днища.



а)



б)

Рисунок 60. Фото смесительной головки до (а) и после (б) испытаний

На рисунке 61 представлены показания термопар в ходе огневого запуска, из которого видно, что на 3 с температура огневого днища составляет ≈ 1300 К и приближается к своему критическому значению.

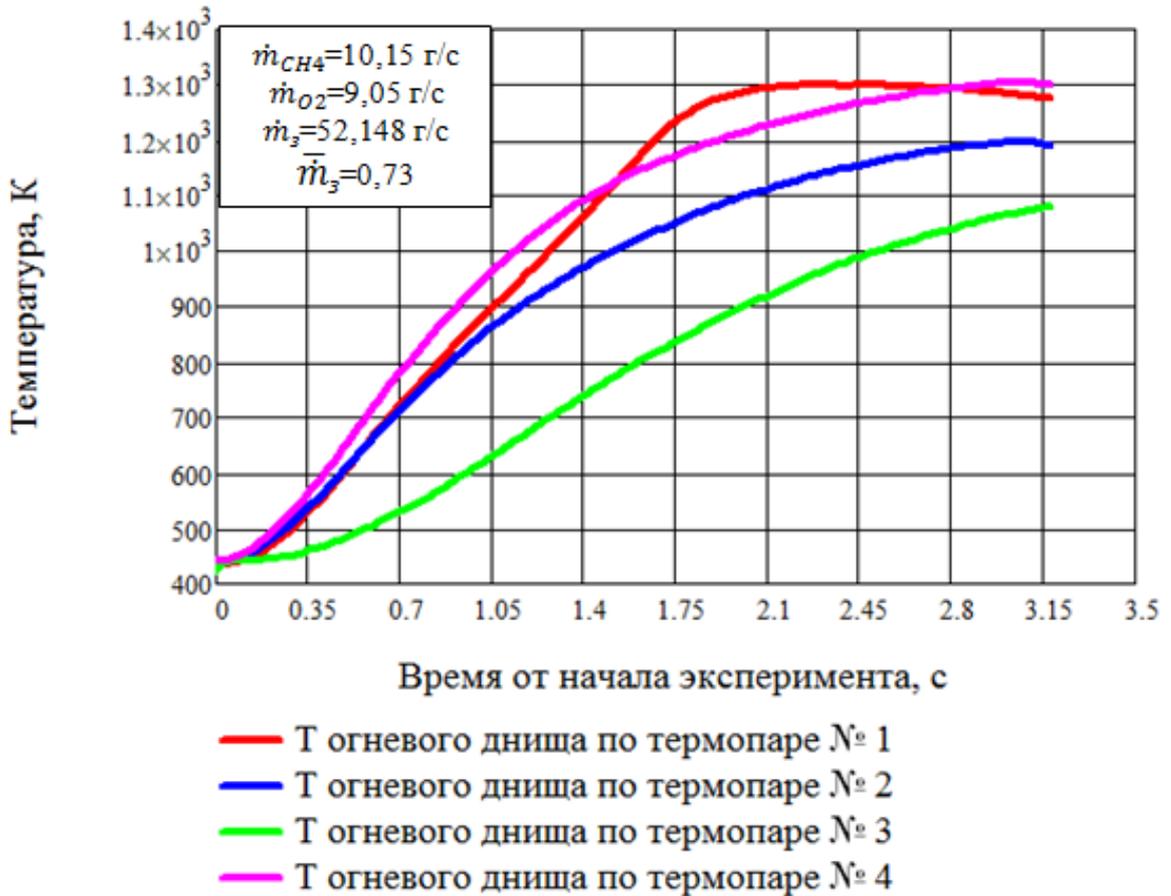


Рисунок 61. Изменение температуры огневого днища. Металлическая КС. В завесу - кислород

Тогда как температура стенок КС не превысила 850 К. На рисунке 62 приведены показания термопар, установленных на внешней поверхности стенок КС. Схема расположения термопар изображена на рисунке 63.

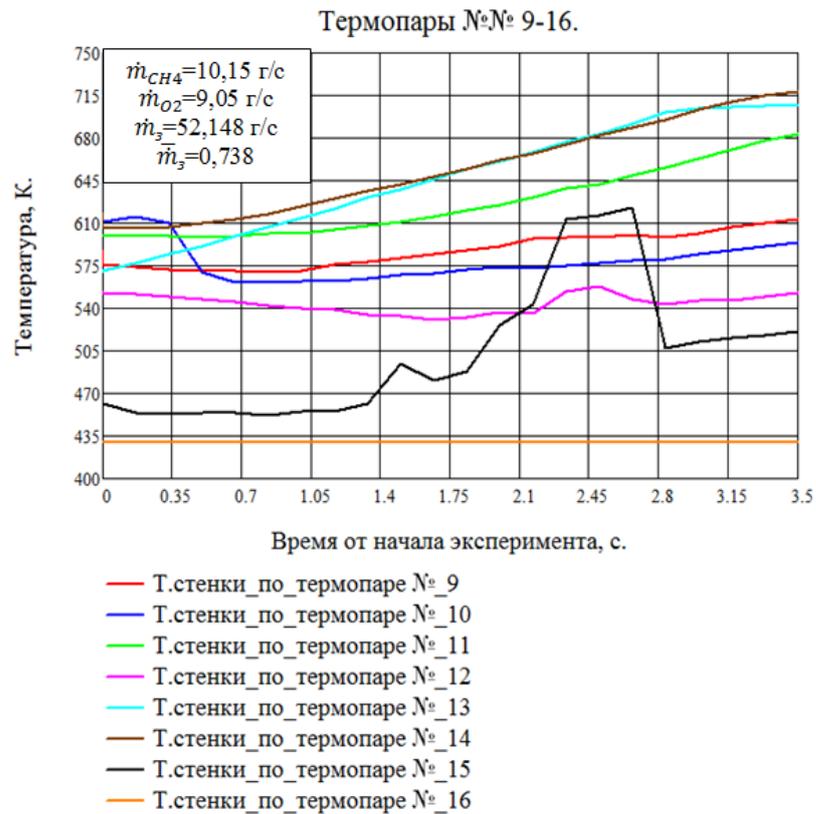
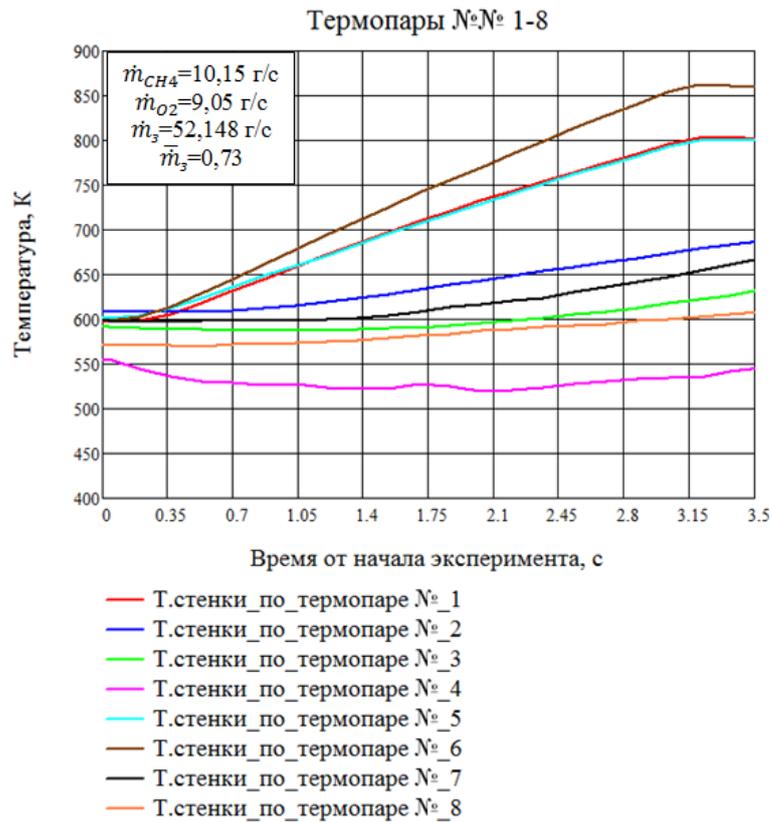


Рисунок 62. Изменение температуры по показаниям термопар, установленных на корпусе КС. Металлическая КС. В завесу - кислород

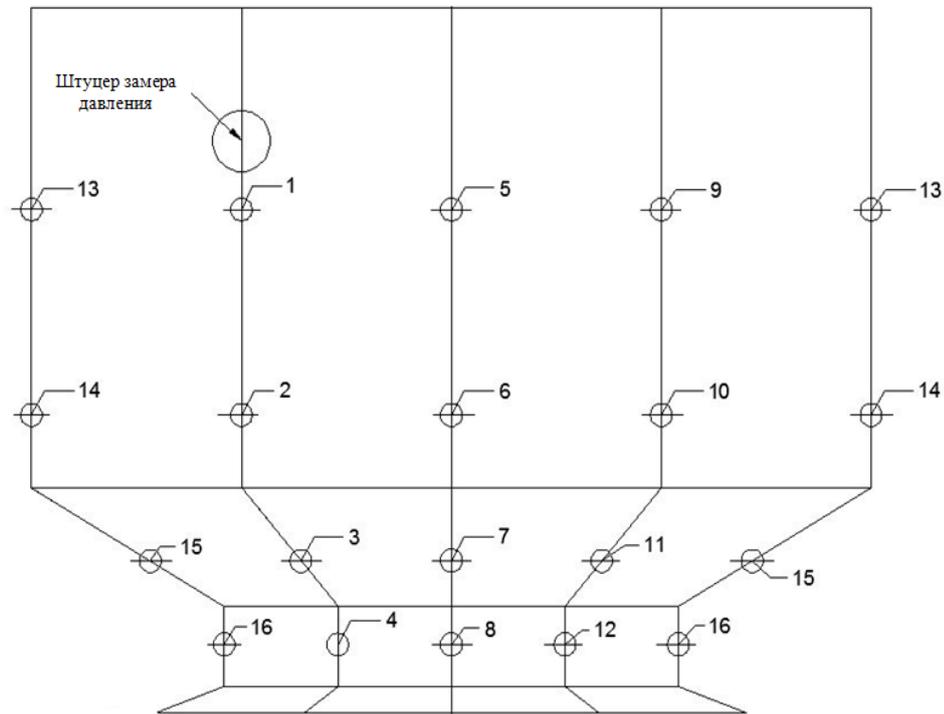


Рисунок 63. Схема расположения термомпар на поверхности КС в развертке

Показания термомпар, установленных на огневом днище и корпусе КС, в момент отключения двигателя приведены в таблице 10 и таблице 11 ПРИЛОЖЕНИЯ 1, соответственно.

Таким образом, первый этап кратковременных огневых запусков позволил верифицировать математическую модель и уточнить значения эмпирических коэффициентов (интенсивность турбулентности и коэффициент диффузии), входящих в уравнения модели турбулентности и горения.

4.2.2. Огневые испытания на металлической КС с воздушной завесой

Следующим этапом экспериментов стало исследование теплового состояния конструкции РДМТ с использованием в качестве завесного охладителя воздуха, как обещающего более низкие температуры стенки и огневого днища и позволяющего провести более длительные эксперименты (температура горения метана и воздуха при $p_k=1$ МПа и $\alpha=1$ составляет 2267 К). Продолжительность огневых запусков составила 5-15 сек. Использовалась следующая схема подачи компонентов: в центр - метан, в периферию - кислород, в завесу - воздух.

Расходы КТ варьировались в следующих пределах:

- $\dot{m}_{\Sigma}=60.4\div 77.6$ г/с;
- $\dot{m}_{CH_4}=2\div 3$ г/с;
- $\dot{m}_{O_2}=12.6\div 30$ г/с;
- $\dot{m}_3=31\div 46$ г/с ($\bar{m}_3 = 0.51\div 0.59$).

Результаты второго этапа испытаний сведены в таблицу 12 и таблицу

Таблица 13 ПРИЛОЖЕНИЯ 1.

Использование воздушной завесы позволило снизить температуру огневого днища при работе на "жестком режиме" по соотношению КТ в ядре потока и увеличить длительность огневого запуска. В таблице 8 приведено сравнение температур огневого днища для кислородной и воздушной завесы.

Таблица 8. Сравнение температур огневого днища для кислородной и воздушной завесы

Завеса	t , с	$\alpha_{\text{ядро}}$	\bar{m}_3	T_{od} № 1, К	T_{od} № 2, К	T_{od} № 3, К	T_{od} № 4, К
Кислородная	3	1,01	0,7437	1200	850	838	818
Воздушная	5	1,07	0,744	849	854	658	881

Максимальная длительность испытаний двигателя с металлической КС и воздушной завесой составила 15 сек. Двигатель не успел выйти на стационарный режим по температуре стенки КС. При этом температура внешней стенки на сужающейся части КС по данным одной из термопар (№ 11) составила 1110 К (рисунок 64), что близко к максимально допустимой рабочей температуре материала. Карта термопар представлена на рисунке 65.

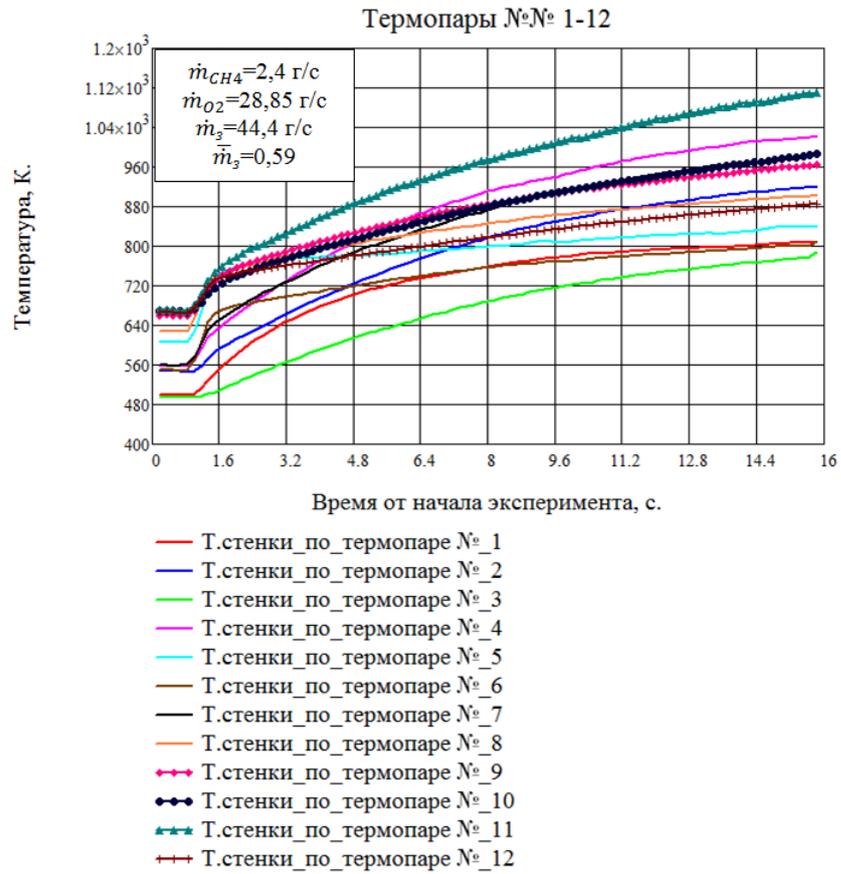


Рисунок 64. Изменение температуры по показаниям термопар, установленных на корпусе КС. Металлическая КС. В завесу - воздух

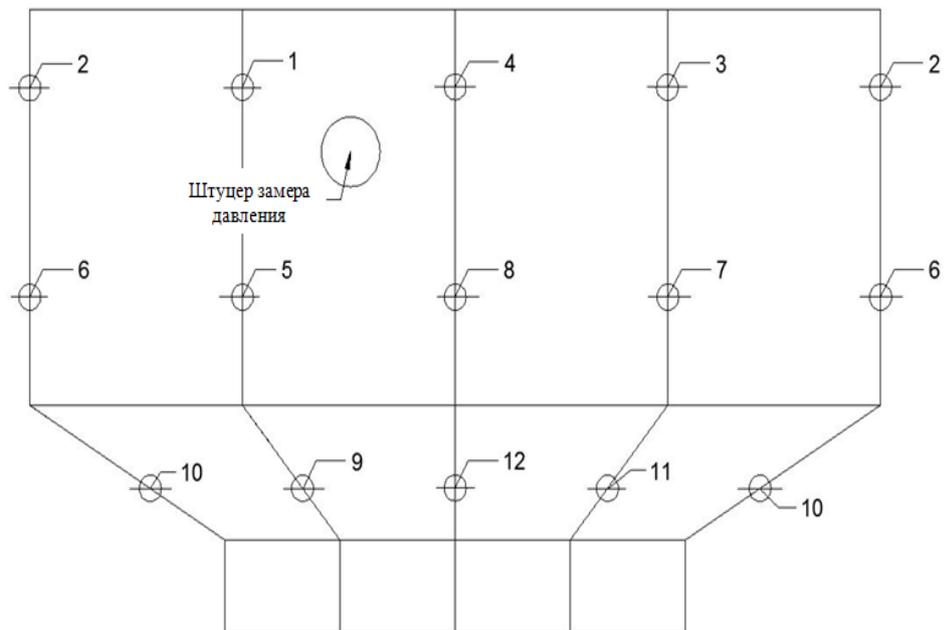


Рисунок 65. Схема расположения термопар на поверхности КС в развертке

Температура огневого днища не превысила 930 К. Смесительная головка двигателя вышла на стационарный режим работы по температуре менее, чем за 15 сек (рисунок 66).

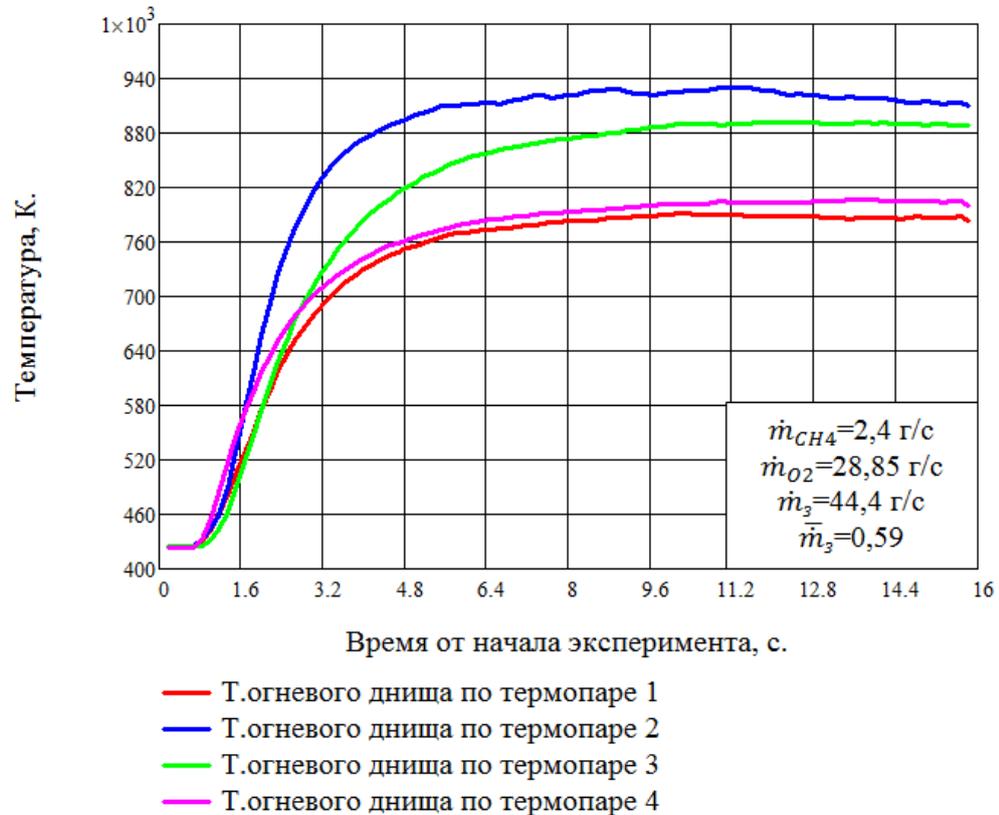


Рисунок 66. Изменение температуры огневого днища. Металлическая КС. В завесу - воздух

Для оценки энергетической эффективности РДМТ используется расходный комплекс β :

$$\beta = \frac{p_k \cdot F_{кр}}{\dot{m}_\Sigma} \quad (69)$$

На рисунке 67 представлены экспериментальные результаты по определению энергетической эффективности РДМТ с металлической КС для кислородной и воздушной завесы.

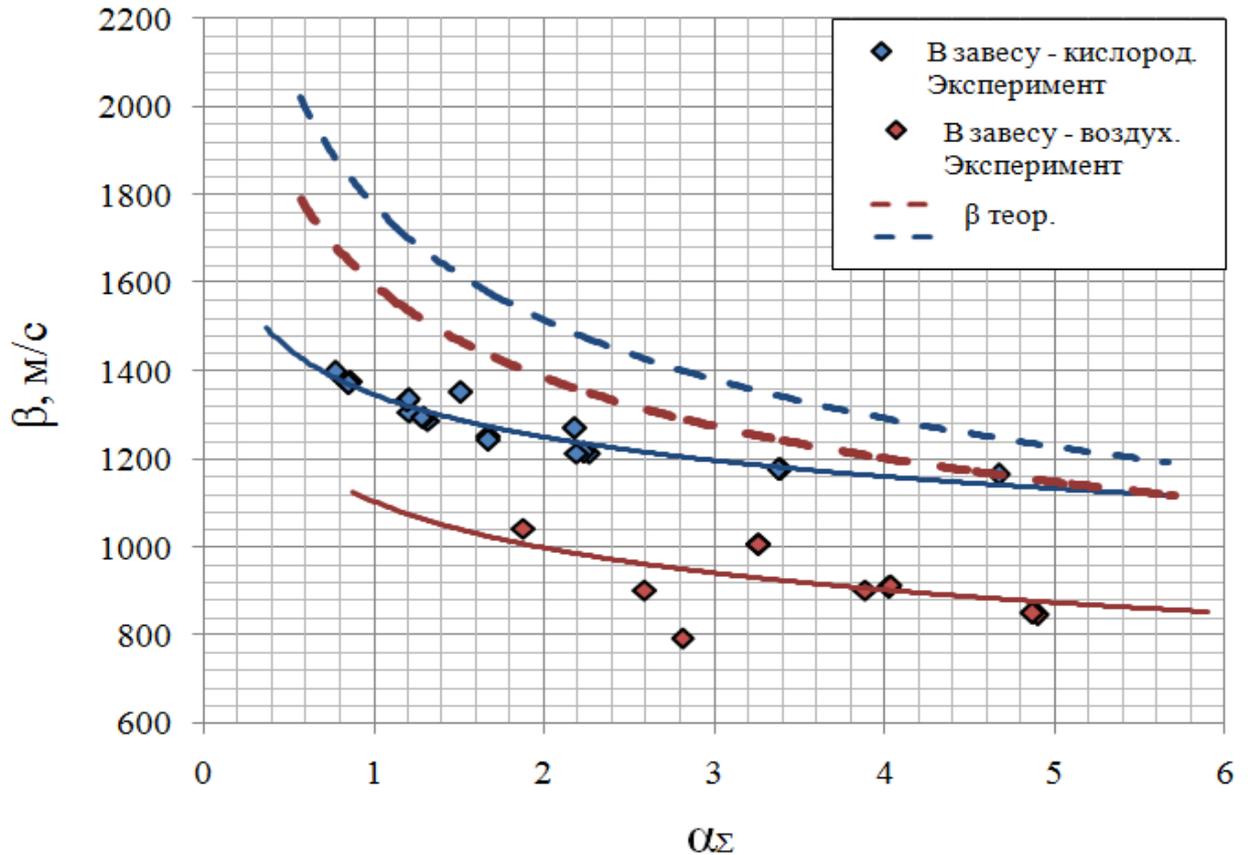


Рисунок 67. Зависимость расходного комплекса β от суммарного коэффициента избытка окислителя в КС на различных режимах

При подаче в завесу кислорода в исследуемом диапазоне изменения α_{Σ} наблюдается увеличение расходного комплекса β по сравнению с подачей в завесу воздуха.

Таким образом, использование воздушной завесы обеспечивает менее теплонапряженный режим работы конструкции РДМТ, но в то же время существенно снижает эффективность работы двигателя (\approx на 20 %) по сравнению с кислородной.

4.2.3. Огневые испытания на композитной КС с воздушной завесой и выходом двигателя на стационарный режим работы

Для обеспечения выхода двигателя на стационарный режим работы по температуре стенки и определения необходимого расхода охладителя для надежной защиты стенок КС было принято решение провести огневые запуски на КС, изготовленной из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ).

Теплостойкость такого материала допускает нагрев стенки до температуры $\approx 2000\text{K}$ [75], что позволяет провести исследования в широком диапазоне варьирования \bar{m}_3 .

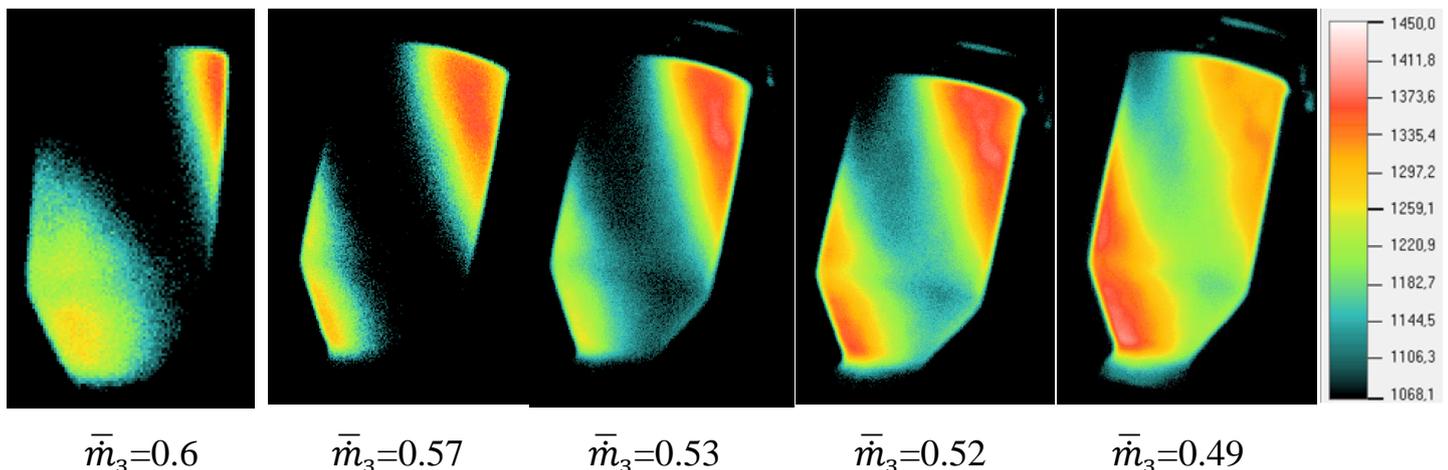
На данном этапе экспериментального исследования было проведено 19 огневых удачных запусков с продолжительностью от 5 до 60 сек.

Расходы КТ варьировались в следующих пределах:

- $\dot{m}_\Sigma = 50.93 \div 76.06$ г/с;
- $\dot{m}_{\text{CH}_4} = 3.4 \div 28.5$ г/с;
- $\dot{m}_{\text{O}_2} = 25.6 \div 29.5$ г/с;
- $\dot{m}_3 = 17.13 \div 44.04$ г/с ($\bar{m}_3 = 0.34 \div 0.6$).

Результаты испытаний на композитной КС приведены в таблице *Таблица 14* ПРИЛОЖЕНИЯ 1.

Для оценки теплового состояния конструкции во время проведения огневых запусков использовалась тепловизионная камера. Испытания показали существенную неравномерность распределения завесного охладителя для $\bar{m}_3 > 0.48$, которая подтверждается снимками, сделанными во время экспериментов (рисунок 68).



Термограмма стенки КС, сделанная во время запусков (в К)

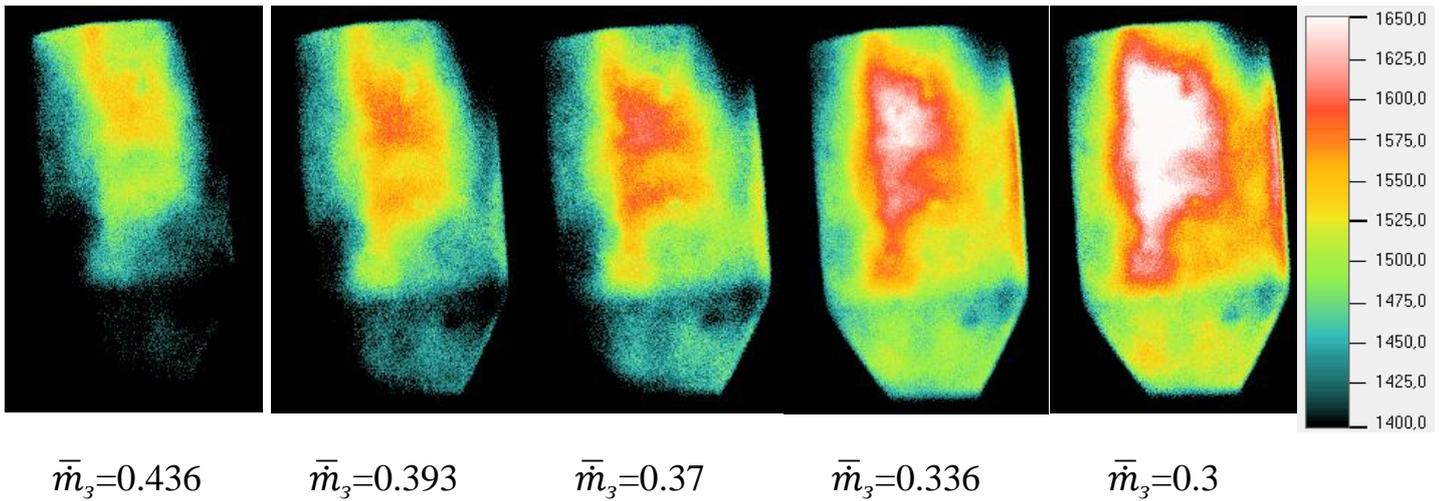


Рисунок 68. Термограмма стенки КС, сделанная во время запусков (в К)

(Продолжение)

Для стационарного режима работы двигателя получена зависимость температуры стенки КС и огневого днища от относительного расхода на завесу (рисунок 69 и 71). С увеличением расхода на завесное охлаждение температура стенки снижается.

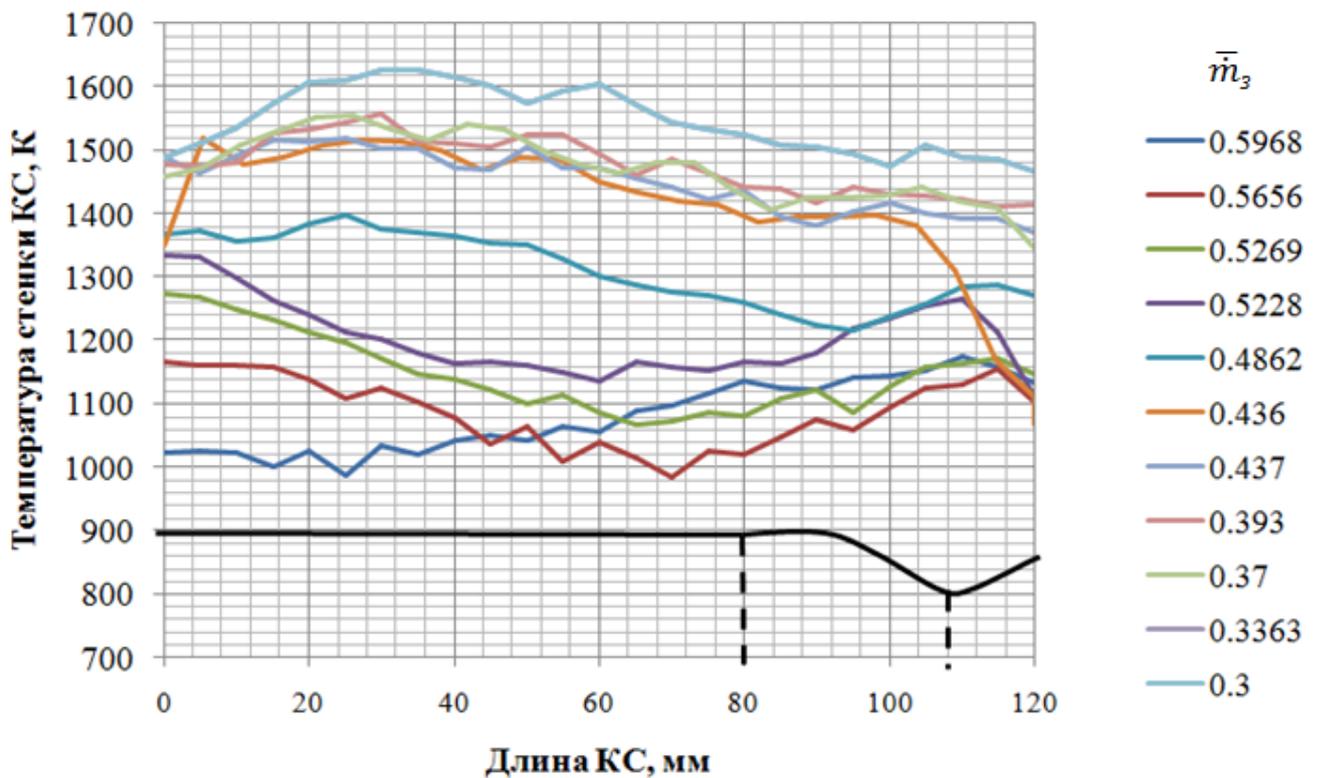


Рисунок 69. Зависимость температуры стенки КС от относительного расхода на завесное охлаждение

Наиболее высокие температуры наблюдаются в начале цилиндрического участка КС и в районе критического сечения. Это означает, что завесный охладитель размывается основным потоком, и КТ сгорают в объеме цилиндрического участка с участием кислорода, содержащегося в завесе. С увеличением осевой координаты вдоль стенки КС, температура снижается. Данный факт объясняется тем, что непрореагировавший охладитель домешивается в ПС, уменьшая их температуру. Затем наблюдается некоторый рост температуры в критике, где тепловой поток максимальный.

Таким образом, температура стенки КС имеет максимумы в двух зонах: начальном участке цилиндрической части КС и критическом сечении.

Для надежного охлаждения стенок КС расход газообразного воздуха должен составлять не менее 50 % от суммарного расхода КТ (рисунок 70).

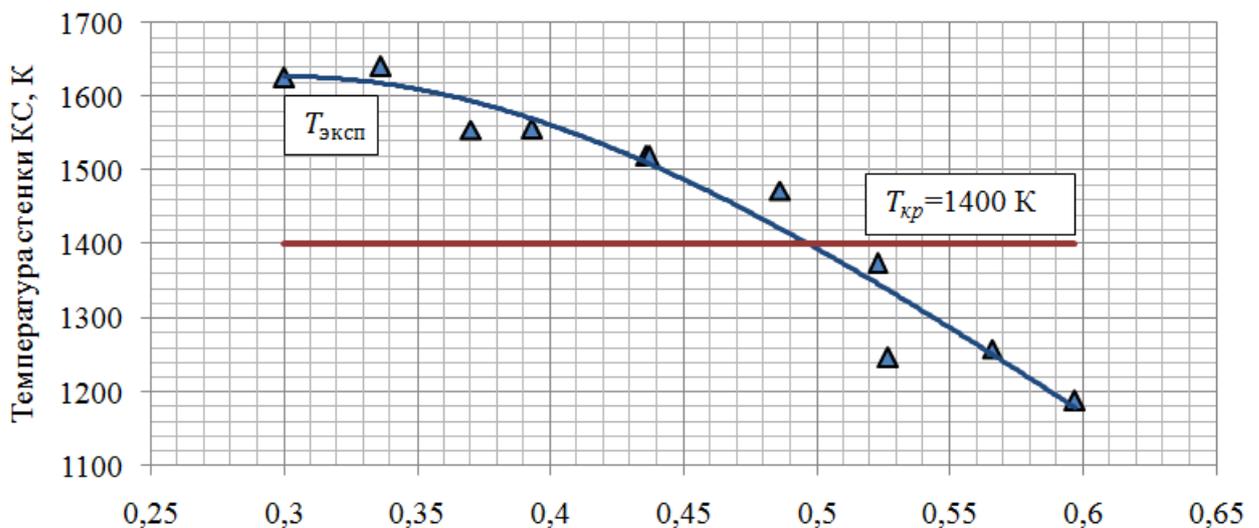


Рисунок 70. Зависимость максимальной температуры стенки КС от относительного расхода на завесу

Температура огневого днища для всего диапазона значений \bar{m}_3 не превышала 850 К. С увеличением относительного расхода на завесу температура огневого днища растет (рисунок 71). Это связано с наличием обратных токов горячих ПС вблизи огневого днища смесительной головки. При рециркуляции горячих продуктов сгорания возникает непрерывный источник тепла, которое подводится к несгоревшему топливу. Возвратное течение горячих газов к головке может вызвать ее перегрев, что нежелательно.

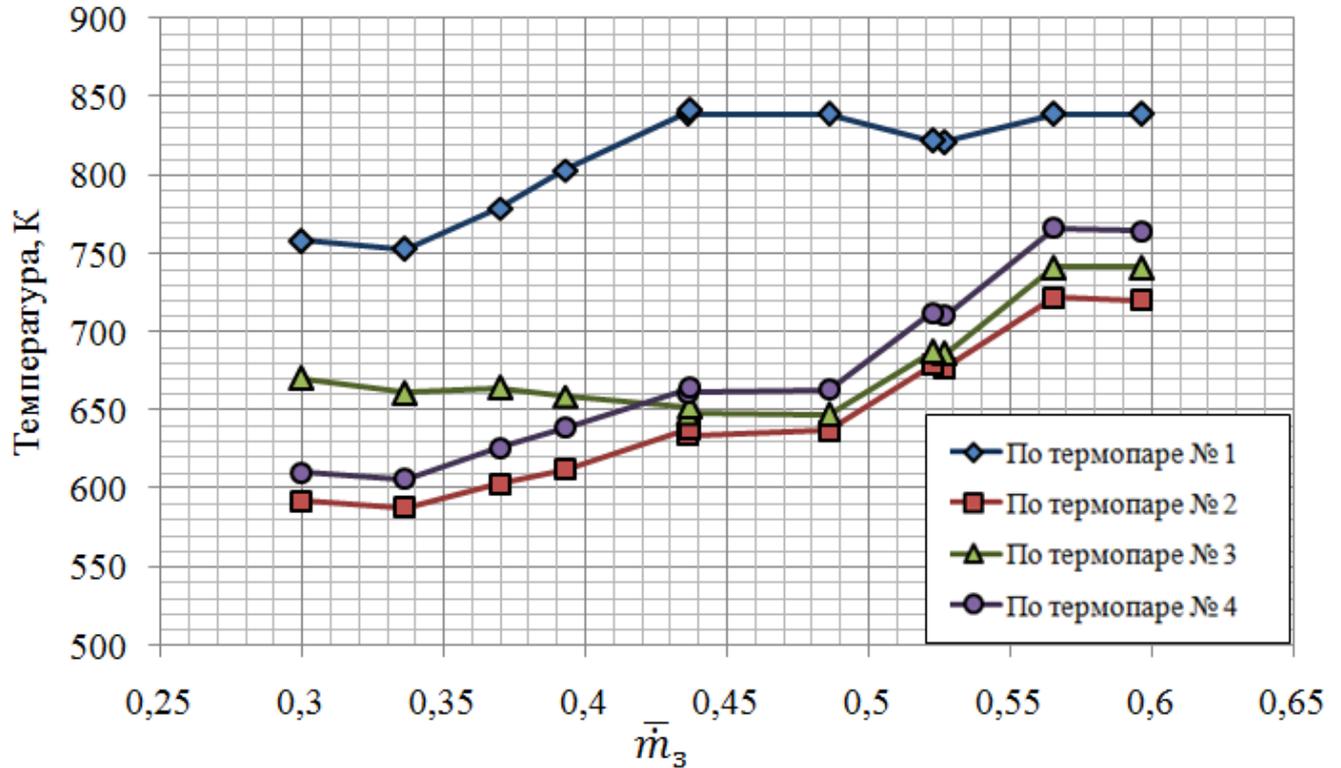


Рисунок 71. Зависимость температуры огневого днища от относительного расхода на завесу

Т. к. разработанный двигатель испытывался на разных режимах с использованием различных компонентов в качестве завесного охладителя, то для оценки полноты преобразования КТ в КС двигателя в ПС, используется зависимость коэффициента расходного комплекса φ_β от суммарного коэффициента избытка окислителя в КС (рисунок 72).

φ_β определяется как [76] :

$$\varphi_\beta = \frac{\beta}{\beta_T} \quad (70)$$

где β - расходный комплекс камеры РДМТ; β_T - теоретический расходный комплекс, зависящий от конкретного вида топлива.

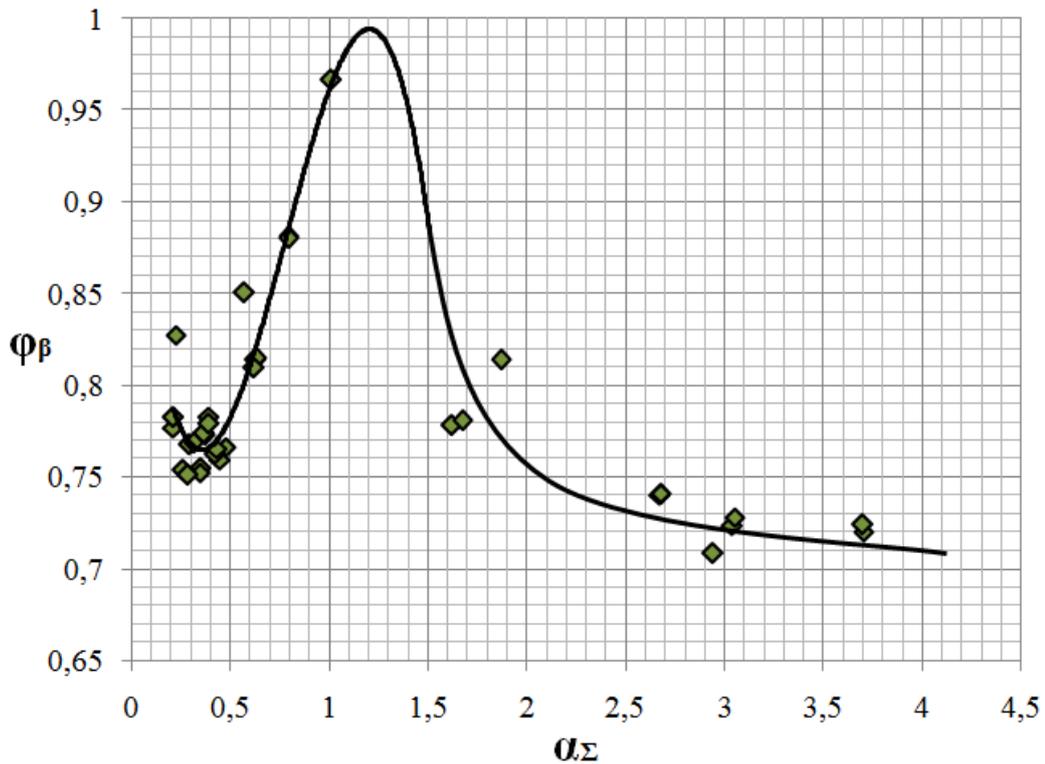


Рисунок 72. Зависимость коэффициента расходного комплекса φ_{β} от суммарного коэффициента избытка окислителя в КС на различных режимах

Максимальное значение φ_{β} , полученное в ходе экспериментального исследования РДМТ составило 0,96. Однако, достижение такого высокого значения φ_{β} осложняется необходимостью обеспечения допустимого температурного режима. Время запуска для данного эксперимента составило лишь 3 сек.

4.3. Сравнение результатов численного и экспериментального исследования рабочих процессов в РДМТ с учетом газозавесного охлаждения

Сопоставление результатов численного моделирования с данными эксперимента выполнено для конкретных огневых запусков с выходом двигателя на стационарный режим работы по температуре стенки. Сравнение проводилось при моделировании полноразмерной КС для следующей схемы подачи КТ: в центр - метан, в периферию - кислород, в завесу - воздух. Для описания процесса горения в РДМТ использовалась модель рассеивания вихря (The Eddy Dissipation Model). Допущения, принятые при расчете аналогичны, описанным в пункте 3.1.1.

Для данных КТ и компонента, используемого для охлаждения КС, горение происходит по следующей брутто-реакции:

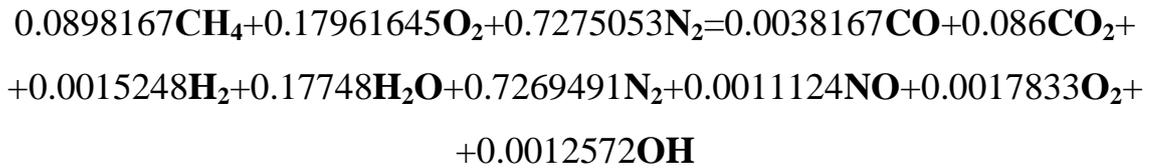


Таблица 9. Сравнение расчетных и экспериментальных характеристик РДМТ

№	\dot{m}_Σ , г/с	\bar{m}_3	$\alpha_{\text{ядро}}$	p_k , атм		Расхождение по p_k , %	$T_{\text{ог.ст.}}^{\text{max}}$, К		Расхождение по $T_{\text{ог.ст.}}^{\text{max}}$, %
				р	э		р	э	
1	50,9	0,3363	1,33	4,77	4,54	5	1844	1640	12,4
2	53,95	0,3702	1,38	4,978	4,838	2,9	1478	1555	5
3	60,6	0,437	1,55	5,28	5,421	2,6	1334	1510	11,68
4	69,77	0,5228	1,89	5,7	6	5	1297	1334	2,8
5	72,05	0,5968	1,86	6,486	6,1	6,3	1105	1175	6

Расхождение результатов численного моделирования с экспериментальными данными по давлению в КС составляет ~ 6%, а по температуре стенки - ~ 12%, что свидетельствует об удовлетворительном согласовании расчетных и экспериментальных значений.

В ходе численного моделирования внутрикамерных процессов в РДМТ на режиме, когда в качестве завесного охладителя использовался газообразный кислород, обнаружены зоны повышенных температур вблизи огневого днища, наличие которых подтвердилось оплавлением кромок термопар и появлением цветов побежалости на металле смесительной головки (рисунок 73).

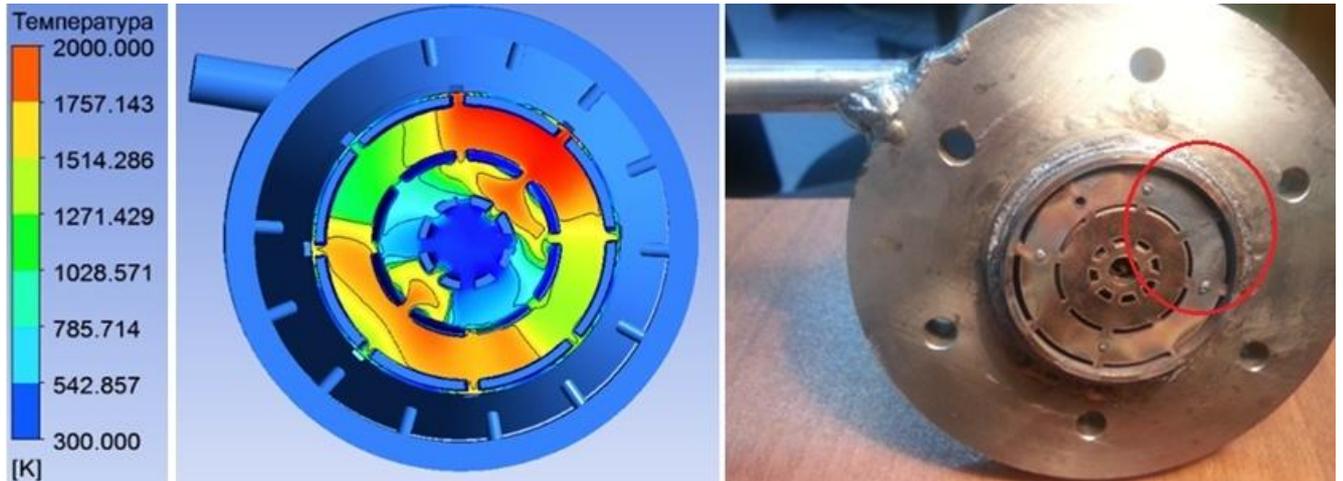


Рисунок 73. Распределение температуры огневого днища и состояние смесительной головки после испытаний (красным выделено пятно перегрева)

Моделирование горения в РДМТ указало на наличие зон перегрева стенки КС вблизи критического сечения. В ходе проведения экспериментов данные расчета подтвердились уносом материала в области критического сечения КС (рисунок 74).

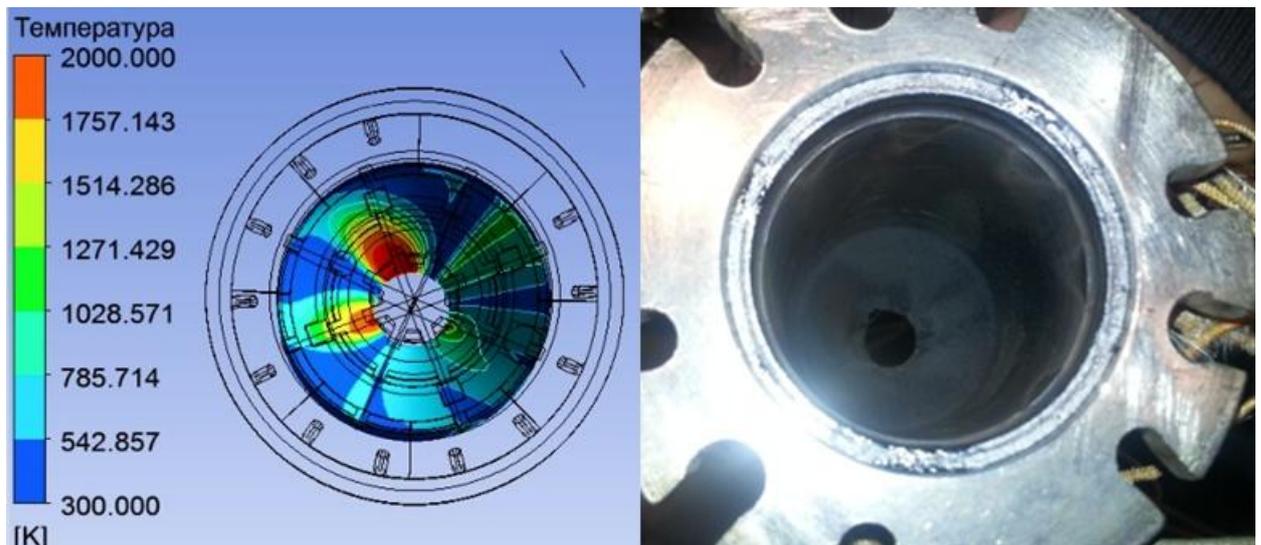


Рисунок 74. Распределение температуры на внутренней стенке КС и состояние КС после испытаний

Далее проводилось сравнение численных и экспериментальных данных по картинам распределения температур. Полученная в ходе численного исследования зона пониженной температуры, обусловленная течением завесы с $\bar{m}_3=0,6$, подтвердилась в ходе экспериментального исследования (на термограмме также присутствует полоса, соответствующая течению завесы) (рисунок 75).

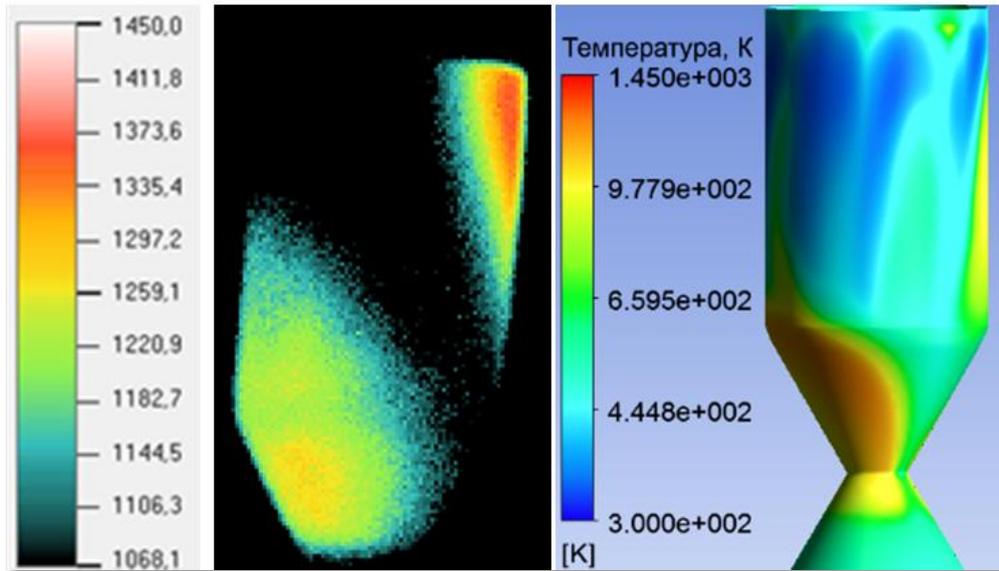


Рисунок 75. Термограмма КС и распределение температуры на внешней стенке

КС. $\bar{m}_3=0,6$

Местоположение зоны перегрева КС для $\bar{m}_3=0,336$ также подтвердилось на термограмме, сделанной во время огневого запуска (рисунок 76).

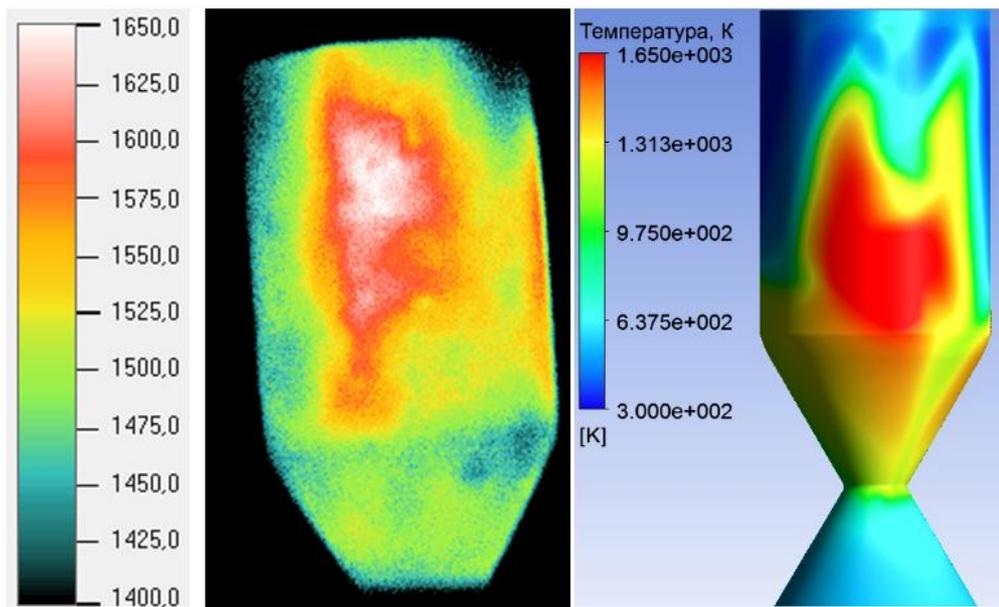


Рисунок 76. Термограмма КС и распределение температуры на внешней стенке

КС. $\bar{m}_3=0,336$

Повторяющиеся пятна перегрева на внутренней стенке КС также являются дополнительным характерным признаком удовлетворительного согласования результатов численного и натурного эксперимента (рисунок 77).

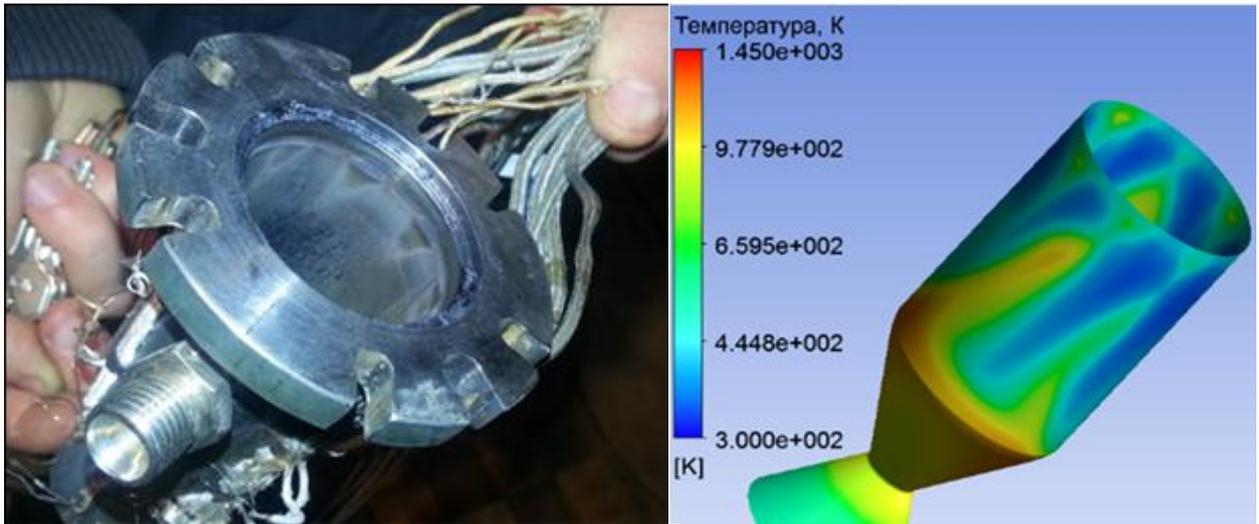


Рисунок 77. Пятна перегрева на внутренней стенке КС

Качественная оценка и количественный анализ указанных данных показывает, что в целом расчетные и экспериментальные результаты согласуются с удовлетворительной точностью, достаточной для оценки интегральных параметров двигателя на стадии предварительных расчетов при проектировании РДМТ с внутренним газозавесным охлаждением.

4.4. Расчет соотношения КТ вдоль стенки КС на основе экспериментальных данных, полученных в ходе огневых испытаний РДМТ

В инженерной практике расчет системы охлаждения и теплового состояния стенки КС строится на основе многоэтапной и итерационной процедуры.

В качестве этапов выступают: определение геометрических параметров охлаждаемой КС (ее профилирование и проектирование системы охлаждения), вычисление распределения конвективных тепловых потоков, определение лучистого и полного тепловых потоков, в случае использования регенеративного охлаждения: определение температуры нагрева жидкости, определение температуры поверхности стенки со стороны жидкости, определение необходимых скоростей течения жидкости и проходных сечений охлаждающего тракта, определение гидравлического сопротивления охлаждающего тракта [4].

В методике расчета теплового состояния КС одним из этапов является определение турбулентного перемешивания завесы с основным потоком [77].

На основе экспериментальных данных, полученных в ходе огневых испытаний с выходом двигателя на стационарный режим работы, был проведен расчет соотношения КТ вдоль стенки КС.

Тепловое состояние стенки на стационарном режиме работы двигателя КС может быть описано следующими уравнениями:

$$q_{к_пс} + q_{л_пс} = \frac{\lambda}{\delta} (T_{ст_вн} - T_{ст_нар}) = q_{к_ос} + q_{л_ос} \quad (71)$$

где $q_{к_пс}$ и $q_{л_пс}$ - конвективный и лучистый тепловые потоки, передаваемые от продуктов сгорания к внутренней стенке КС, $\frac{\lambda}{\delta} (T_{ст_вн} - T_{ст_нар})$ - тепловой поток, передаваемый от внутренней к наружной стенке КС, $q_{к_ос}$ и $q_{л_ос}$ - конвективный и лучистый тепловые потоки, передаваемые от наружной стенки КС в окружающую среду.

В расчете используется следующая зависимость коэффициента теплопроводности композиционного материала от температуры [75]:

$$\lambda(T) = 0.007 \cdot T + 3.464 \quad (72)$$

Конвективный тепловой поток от наружной стенки КС в окружающую среду определяется по следующей формуле:

$$q_{к_ос} = \alpha_{ест} (T_{ст_нар} - T_{ос}) \quad (73)$$

где

$$\alpha_{ест} = A \cdot \left(\frac{T_{ст_нар} - T_{ос}}{l} \right)^{0.25} \quad (74)$$

$A=1.17$, l - линейный размер [78].

Лучистый тепловой поток от наружной стенки КС в окружающую среду определяется законом Стефана-Больцмана [4, 79]:

$$q_{л_ос} = C_0 \varepsilon \left(\frac{T_{ст_нар}}{100} \right)^4 \quad (75)$$

$C_0=5.67$ Вт/(м²·К⁴) - коэффициент лучеиспускания абсолютно черного тела, $\varepsilon=0.8$ - относительная излучательная способность тела.

Из указанных выше равенств была найдена температура стенки КС со стороны горячих газов и соответствующее ей соотношение КТ (рисунок 78).

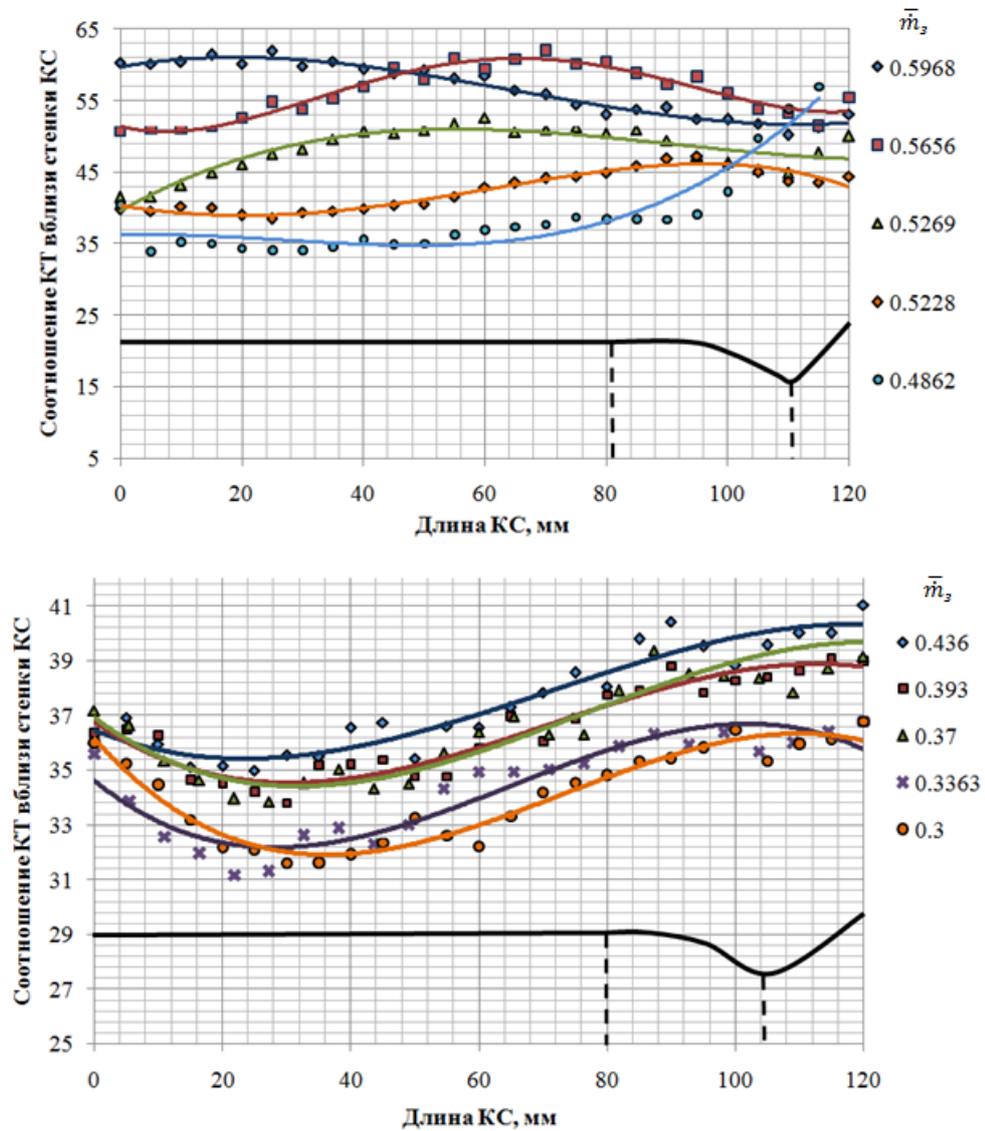


Рисунок 78. Изменение соотношения КТ вдоль стенки КС и сопла, рассчитанное на основе экспериментальных данных

Для данного объекта исследования был также выполнен расчет турбулентного перемешивания завесы и основного потока по методике [26]. При корректировке коэффициента турбулентной диффузии ($K_d = 0,017 \text{ м}^2/\text{с}$) значения соотношения КТ близки к экспериментальным (рисунок 79). Поведение кривых отличается, однако, данный факт объясняется тем, что в инженерном расчете не учитывается трехмерность течения ПС и завесного охладителя и предполагается, что потоки текут параллельно друг другу.

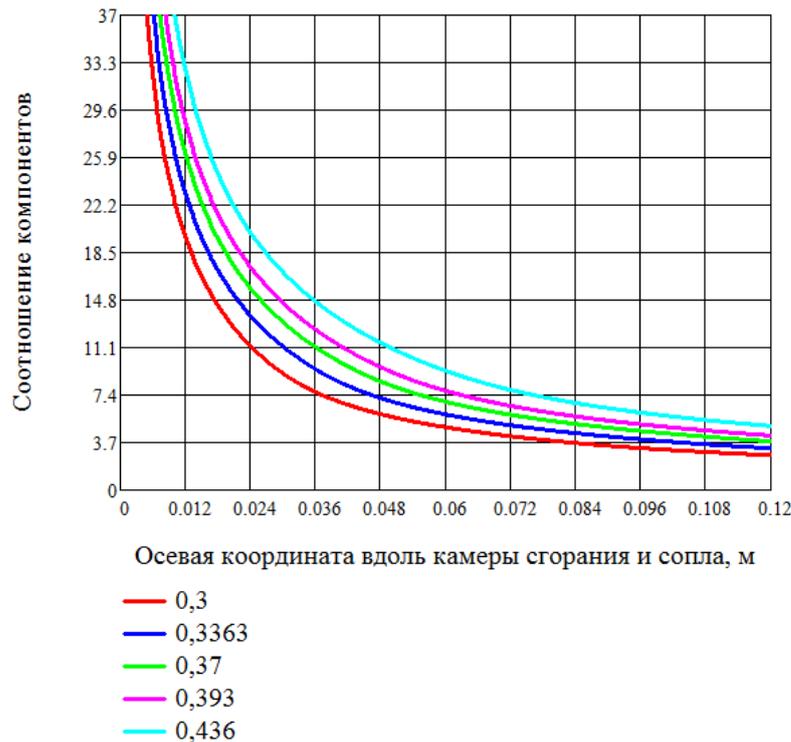


Рисунок 79. Распределение отношения KT вдоль стенки $КС$, рассчитанное по [26]

Поэтому в случае, если моделирование с использованием ППП невозможно, то предварительный оценочный расчет можно провести по методике, изложенной в [26].

4.5. Рекомендации по организации завесного охлаждения и моделированию внутрикамерных процессов в РДМТ с использованием ППП вычислительной гидрогазодинамики

На основании анализа литературных источников можно дать следующие рекомендации по организации завесного охлаждения в РДМТ:

- Параметр вдува M быть близким к 1.
- Щели завесы следует располагать между форсунками.
- Охладитель следует подавать вдоль стенки камеры сгорания (угол выхода охладителя равен нулю).
- В случае наличия козырька толщина стенки над щелью к высоте щели должна быть $h/s \ll 1$.

На основании анализа расчетных и экспериментальных данных можно сделать заключение о том, что расчетная методика обеспечивает

удовлетворительное прогнозирование параметров рабочего процесса в КС РДМТ, работающего на газообразных метане и кислороде, и может быть использована на ранних этапах проектирования таких двигателей.

1. В случае если конструкция смесительной головки обладает свойствами симметрии численное моделирование внутрикамерных процессов проводится в секторной расчетной области. Этот метод предварительного расчета позволяет получить интегральные характеристики РДМТ с минимальными затратами времени и вычислительных мощностей.

2. Для более точного прогнозирования температурного состояния огневого днища и стенок КС рекомендуется использование полноразмерной расчетной области, которая включает в себя гидравлическую часть смесительной головки и расчетную сетку с "загущением" (с большим количеством ячеек) в пристеночных областях, где возможны зоны перегрева конструкции.

3. Для численного моделирования теплового состояния РДМТ достаточной является сетка с $y_{max}^+ = 5$. Однако, если внутренняя геометрия позволяет сохранить качество расчетной сетки при уменьшении значения y_{max}^+ , то рекомендуется использовать сетку с $y_{max}^+ < 1$.

4. Для описания турбулентности рекомендуется модель SST со значением интенсивности турбулентности потоков КТ - $I \approx 0.5$.

5. Для моделирования процесса турбулентного горения в РДМТ, работающего на газообразных компонентах топлива, рекомендуется использовать модель тонкого фронта пламени (The Flamelet Model). Однако, в случае, если использование данной модели невозможно (отсутствует флеймлет-библиотека для топливной пары КТ), рекомендуется использование модели диссипации вихря (The Eddy Dissipation model) со значением коэффициента кинематической диффузии КТ $D \approx 10^{-3} \div 10^{-2} \text{ м}^2/\text{с}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предложена математическая модель рабочего процесса РДМТ с завесным охлаждением, основанная на численном решении уравнений Навье-Стокса. Модель позволила численным путем определить энергетические характеристики РДМТ и тепловое состояние конструкции на разных режимах работы двигателя. Основные рекомендации, относящиеся к методикам построения сеток и заданию граничных условий, могут быть применены к задачам расчета РДМТ, работающих на газообразном кислородно-метановом топливе.

Из результатов численного моделирования внутрикамерных процессов в РДМТ с использованием ANSYS CFX следует:

1. Для моделирования процесса турбулентного горения в РДМТ возможно использование двух подходов: модели диссипации вихря (The Eddy Dissipation model) и модели тонкого фронта пламени (The Flamelet Model). После верификации математической модели огневыми запусками выявлено, что Flamelet модель не требует корректировки и хорошо описывает процесс горения в РДМТ. Тогда как подход рассеивания вихря (The Eddy Dissipation model) показал, что результаты моделирования существенно зависят от таких параметров, как коэффициент диффузии и интенсивность турбулентности потоков, подаваемых в КС.

Однако, использование Flamelet модели осложняется тем, что в настоящее время флеймлет-библиотеки существуют лишь для ограниченного числа топливных пар. Это делает невозможным использование данного подхода для моделирования горения таких широко используемых в ракетной промышленности топлив как НДМГ+АТ, ММГ+АТ, керосин+ВПВ и т.д. Модель тонкого фронта пламени также не применима в случае, когда в качестве завесного охладителя используется сторонний компонент, не входящий в пару КТ (например, когда в ядро потока подаются метан и кислород, а в качестве завесного охладителя используется воздух). Модель рассеивания вихря, в свою очередь, не имеет таких

ограничений и может быть использована для решения широкого круга задач моделирования горения.

2. Верификация математической модели кратковременными пусками позволила уточнить значение интенсивности турбулентности потоков КТ - $I \approx 0.5$, значение коэффициента кинематической диффузии:

- $D \approx 0.017 \div 0.034 \text{ м}^2/\text{с}$ - для моделирования на секторной расчетной области;
- $D \approx 0.003 \text{ м}^2/\text{с}$ - для моделирования на полноразмерной КС разработанного двигателя.

3. Наиболее оптимальным по критериям максимального $I_{уд}$ при ограничении температуры стенки до 1400 К для двигателя разработанной конструкции (с щелевой смесительной головкой и $\bar{F}=9.5$) является вариант, при котором в качестве компонента топлива для завесного охлаждения используется газообразный метан, а в ядро потока подается газообразный кислород. При данной схеме подачи $I_{уд} = 2301 \text{ м/с}$, а $T_{ст_макс} = 1326 \text{ К}$ ($\dot{m}_\Sigma = 66.03 \text{ г/с}$, $\alpha_{ядро} = 1.2073$, $\bar{m}_3 = 0.216$).

Из результатов экспериментального исследования РДМТ следует:

1. Максимальное значение φ_β , полученное в ходе экспериментального исследования РДМТ составило 0,96. Однако, достижение такого высокого значения φ_β осложняется необходимостью обеспечения допустимого температурного режима. Время запуска для данного эксперимента составило лишь 3 сек. Использование воздушной завесы обеспечивает менее теплонапряженный режим работы конструкции РДМТ, что позволяет выйти двигателю на стационарный режим работы, но в то же время существенно снижает эффективность работы двигателя (\approx на 20 %) по сравнению с кислородной.

2. Для надежного охлаждения стенок КС расход газообразного воздуха должен составлять не менее 50% от суммарного расхода КТ.

3. Увеличение относительного расхода на завесу приводит к увеличению температуры огневого днища. Это связано с наличием обратных токов горячих

ПС вблизи огневого днища смесительной головки, которые являются непрерывным источником тепла, нагревающим смесительную головку.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

Сокращения

КЛА - космический летательный аппарат

СУ - система управления

РДМТ - ракетный двигатель малой тяги

ПС - продукты сгорания

КС - камера сгорания

КТ - компоненты топлива

ЖРД - жидкостной ракетный двигатель

ППП - пакет прикладных программ

Обозначения

p_k - давление в КС, МПа

α - коэффициент избытка окислителя

$\bar{F} = \frac{F_a}{F_{кр}}$ - степень расширения сопла по площадям

$M = \frac{\rho_2 u_2}{\rho_\infty u_\infty}$ - параметр вдува или молекулярная масса

k_m - соотношение компонентов топлива

$\eta = \frac{T_{ст} - T_\infty}{T_3 - T_\infty}$ - тепловая эффективность завесного охлаждения (1)

T - температура, К

θ - тепловая эффективность завесного охлаждения (3)

x - осевая координата, м

ρ - плотность, кг/м³

u - скорость, м/с

ξ - угол, соответствующий положению щели подачи охладителя, °

s - высота щели завесы, мм

\dot{m} - массовый расход, кг/с

h - толщина стенки над щелью, мм или энтальпия вещества, Дж/моль

K - константа турбулентного перемешивания

L - длина, м

S - межосевое расстояние между форсунками, м

c - концентрация (охлаждителя на стенке)

y - поперечная координата, м

v' - скорость турбулентных пульсаций в направлении оси y (15)

K_d, D - коэффициент диффузии, m^2/s

t - время, с

μ - коэффициент динамической вязкости, Па·с

λ - коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К)

C_p - удельная теплоемкость при постоянном давлении, Дж/(кг·К)

R - универсальная газовая постоянная, Дж/(моль·К) или скорость реакции (54, 55)

f - массовая доля компонента

Sc - число Шмидта

u^+ - безразмерная скорость

y^+ - безразмерное расстояние от стенки

σ - турбулентные напряжения

k - кинетическая энергия турбулентности, m^2/s^2

ε - скорость турбулентной диссипации, m^2/s^3

z - параметр смешения

Подстрочные индексы:

ст - стенка

∞ - термодинамическое значение, относящееся к основному потоку

з - завеса

0 - к параметру основного потока на внешней границе пограничного слоя (2)

ад - адиабатические условия

бз - без завесного охлаждения

2 - относящееся к завесе

Σ - суммарное значение

i - параметр i -ого компонента смеси

о - окислитель

г - горючее

кр - критическое сечение

a - срез сопла

Надстрочные индексы:

— - относительное или осредненное значение

t, τ - турбулентный параметр

' - пульсационная составляющая

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. A. Ponomarenko. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis. Thermal Analysis of Thrust Chambers, 2012. – Режим доступа: http://propulsion-analysis.com/downloads/2/docs/RPA_ThermalAnalysis.pdf
2. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Том VI. Топлива на основе перекиси водорода. / Под ред. Глушко В. П. – М.: ВИНТИ, 1973, 543 с.
3. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Том II. Топлива на основе кислорода./Под ред. Глушко В. П. – М.: ВИНТИ, 1973, 528 с.
4. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 2. Учебн. для авиац. спец. вузов / А. П. Васильев, В. М. Кудрявцев, В. А. Кузнецов и др.; под ред. В. М. Кудрявцева. - М.: Высшая школа, 1993. - 368 с.
5. Веялис С. А., Серпионова А. П., Линенко С. П. Завесное охлаждение. Газовая завеса. Обзор иностранных работ по материалам отечественной и зарубежной печати за 1957 - 1977 гг. – ГОНТИ-8. Сер.1V, № 41 (64), 1979, 84 с.
6. Волчков Э. П. Пристенные газовые завесы.– Наука, Новосибирск, 1983, 240 с.
7. R. Arnold, D. I. Suslov, O. J. Haidn. «Film Cooling in a High-Pressure Subscale Combustion Chamber», – Journal of Propulsion and Rocket, 2010, vol. 26, № 5, p. 428-438.
8. Дружин А. Н. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук: «Тепловая и энергетическая эффективность до- и сверхзвуковых газовых завес в ракетных двигателях малой тяги». – Самара, 2002, 213 с.
9. R. Arnold, D. I. Suslov, O. J. Haidn. «Experimental Investigation of Film Cooling with Tangential Slot Injection in a LOX/CH₄ Subscale Rocket Combustion Chamber», – Trans. JSASS Space Tech. Japan, - vol. 7, 2009.
10. C. Kirchberger, G. Schlieben, A. Hupfer, H.-P. Kau, P. Martin, S. Soller. «Investigation on Film Cooling in a Kerosene/GOX Combustion Chamber»,– AIAA-2009-5406, 2009.

11. M. J. Chiaverini, J. A. Sauer, S. M. Munson. «Laboratory Characterization of Vortex-Cooled Thrust Chambers for Methane/O₂ and H₂/O₂», – AIAA-2005-4131, 2005.
12. Metzger D. E., Fletcher D. D. Evaluation of heat transfer for film-cooled turbine components. – AIAA Paper № 69-523.
13. Sivasegaram S., Whitelaw J. H. Film cooling slots: the importance of lip thickness and injection angle. – J. Mech. Eng. Sci., 1969, v. 11, № 1, p. 22-27.
14. Metzger D. E., Carper H. S., Swank L. R. Heat transfer with film cooling near non-tangential injection slots. – J. Eng. Power, 1968, v. 90, № 2, p. 157-163.
15. Eriksen V. L., Goldstein R. J. Heat transfer and film cooling following injection through inclined circular tubes. – J. Heat Transfer, 1974, v. 96, p. 234-245.
16. Козлов А. А., Богачева Д. Ю., Боровик И. Н. Исследование тепловой эффективности завесного охлаждения стенки камеры сгорания ракетного двигателя малых тяг. // Вестник Московского государственного технического университета имени Н. Э. Баумана. Серия "Машиностроение", 2014, № 1 (94), с. 80-91.
17. Seban R. A. Effect of initial boundary layer thickness on a tangential injection systems. - J. Heat Transfer, 1960, v. 82, № 4, p. 392-393.
18. Кэкер С., Уайтлоо Д. Влияние высоты щели и интенсивности турбулентности потока в щели на эффективность пленочного охлаждения двумерной пристеночной струей с плотностью, равной плотности набегающего потока. - Теплопередача, 1968, т. 90, № 4, с. 110-116.
19. Kacker S. C., Whitelaw J. H. The dependence of the impervious wall effectiveness of a two-dimensional wall jet on the thickness of the upper lip boundary layer. - Intern. J. Heat Mass Transfer, 1967, v. 10, № 11, p. 1623-1624.
20. Carlson L. W., Talmor E. «Gaseous film cooling at various degrees of hot gas acceleration and turbulence levels». - Intern. J. Heat Mass Transfer, 1968, v. 11, № 11, p. 1695-1713.

21. Finn E. Jorgensen. «How to measure turbulence with hot-wire anemometers - a practical guide». - Dantec Dynamics A/S, 2002.
22. NASA SP-8124. Liquid rocket engine. Self-cooled combustion chambers, September 1977. - 126 p.
23. Martin Hersch. A mixing model for rocket engine combustion. NASA TN D-2881, June 1965. - 24 p.
24. Martin Hersh. Experimental method of measuring intensity of turbulence in a rocket chamber. ARSJ., vol. 31, no. 1, Jan. 1961. - pp. 39-45.
25. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / В. Е. Лебединский, Г. П. Калмыков, С. В. Мосолов и др.; под ред. академика РАН А. С. Коротева. - М.: Машиностроение, 2008. - 512 с.
26. Волков Е. Б., Головков Л. Г., Сырицын Т. А. Жидкостные ракетные двигатели. - М.: Воениздат, 1970. - 592 с.
27. Богачева Д. Ю., Боровик И. Н. Математические модели для расчета соотношения компонентов топлива в пристеночном слое камеры сгорания ЖРДМТ. [Электронный ресурс] // Труды МАИ. – 2014, № 73. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48483>
28. Безменова Н. В. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук: «Численное моделирование сопряженного теплообмена в ЖРД малых тяг в целях повышения их эффективности». – Самара, 2001, 243 с.
29. http://old.pro-technologies.ru/product/e_m_270i
30. Аникеев А. А., Молчанов А. М., Янышев Д. С. Основы вычислительного теплообмена и гидродинамики. Учебное пособие. - М.: Книжный дом "Либроком", 2010. - 152 с.
31. ANSYS 14.5 Help. Path: // Theory Guide // Basic Solver Capability Theory // 1.2. Governing Equations.
32. Юн А. А., Крылов Б. А. Расчет и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в

программном комплексе Fastest-3D: Учебное пособие. - М.: Изд-во МАИ, 2007. - 116 с.

33. Лобасов А. С., Минаков А. В. Численное моделирование процессов гидродинамики и теплообмена в микроканалах. [Электронный ресурс] Режим доступа: <http://conf.nsc.ru/files/conferences/niknik-90/fulltext/39350/47157/Lobasov.pdf>

34. RANS. [Электронный ресурс] Режим доступа: <http://ru.wikipedia.org/wiki/RANS>

35. <http://www.cadfem-cis.ru/solutions/grid/>

36. Волков К. Н. Применение метода контрольного объема для решения задач механики жидкости и газа на неструктурированных сетках. // Вычислительные методы и программирование, 2005, Т. 6, с. 43-60.

37. <http://ansys-online.blogspot.ru/2009/07/ansys-icem-cfd.html>

38. Щербаков М. А. Определение коэффициентов теплоотдачи при моделировании задач в ANSYS CFX. // Авиационно-космическая техника и технология, 2011, № 7 (84), с. 165-169.

39.

http://agarbaruk.professorjournal.ru/c/document_library/get_file?p_1_id=201879&folderId=231856&name=DLFE-6875.pdf

40. Гарбарук А. В., Стрелец М. Х., Шур М. Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений. Учебное пособие. - СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. - 88 с.

41. Белов И. А. Модели турбулентности. Учебное пособие. - Ленинград. Изд-во ЛМИ. - 1982. - 88 с.

42. Молчанов А. М. Математическое моделирование задач газодинамики и тепломассообмена. - М.: Изд-во МАИ, 2013. - 208 с.

43. http://agarbaruk.professorjournal.ru/lecture/turb_models

44. Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ / Пер. с англ. Г. Л. Агафонова. Под ред. П. А. Власова. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. - 352 с.

45.

<http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D0%BE%D1%80%D0%B5%D0%BD%D0%B8%D0%B5>

46. Куценко Ю. Г. Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук: «Методология проектирования малоэмиссионных камер сгорания газотурбинных двигателей на основе математических моделей физико-химических процессов». - Пермь, 2010, 298 с.

47. Spalding D.B. Mixing and chemical reaction in steady confined turbulent flames // 13th Symp. (Intl.) Comb., The Combustion Institute, Pittsburgh, 1970. P. 649.

48. N. Peters. Laminar diffusion flamelet models in non-premixed turbulent combustion, Prog. Energy Combust. Sci., 1984, vol. 10, pp. 319-339.

49. Yu.Ya.Buriko, V. R. Kuznetsov, D. V. Volkov, S. A. Zaitsev and A. F. Uryvsky. A test of a flamelet model for turbulent nonpremixed combustion. Combustion and Flame, Volume 96, Issues 1-2, 1994, pp. 104-120.

50.

http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A7%D0%B8%D1%81%D0%BB%D0%BE_%D0%94%D0%B0%D0%BC%D0%BA%D1%91%D0%BB%D0%B5%D1%80%D0%B0

51. ANSYS 14.5 Help. Path: // Theory Guide // 7. Combustion Theory // 7.4. The Eddy Dissipation Model

52. N. Ashgriz. Handbook of Atomization and Sprays. Theory and Applications // Springer. - 2011, 953 p.

53. ANSYS 14.5 Help. Path: // Theory Guide // 7. Combustion Theory // 7.8. The Flamelet Model.

54. Киселев А. С. Диффузионное турбулентное горение // Труды НПО Энергомаш им. Академика В.П. Глушко. – 2010. – № 27. - с. 4-64.

55. ГОСТ 24026-80. Исследовательские испытания. Планирование эксперимента. Термины и определения. М., 1981. – 14с.
56. «A Fast Elitist Non-dominated Sorting Genetic Algorithm for Multi-objective Optimization: NSGA-II». Schoenauer, Marc Deb, Kalyanmoy Rudolph, Günther Yao, Xin Lutton, Evelyne Merelo, Juan Julian Schwefel, Hans-Paul Springer «Parallel Problem Solving from Nature», Berlin Heidelberg 2000-01-01.
57. National Institute of Standards and Technology [Официальный сайт]. URL: http://webbook.nist.gov/cgi/fluid.cgi?Action=Load&ID=C74828&Type=IsoTherm&Digits=5&PLow=1&PHigh=10&PInc=1&T=300&RefState=DEF&TUnit=K&PUnit=bar&DUnit=kg%2Fm3&HUnit=kJ%2Fkg&WUnit=m%2Fs&VisUnit=Pa*s&STUnit=N%2Fm/ (дата обращения 20.05.2014).
58. National Institute of Standards and Technology [Официальный сайт]. URL: http://webbook.nist.gov/cgi/fluid.cgi?Action=Load&ID=C7782447&Type=IsoTherm&Digits=5&PLow=1&PHigh=10&PInc=1&T=300&RefState=DEF&TUnit=K&PUnit=bar&DUnit=kg%2Fm3&HUnit=kJ%2Fkg&WUnit=m%2Fs&VisUnit=Pa*s&STUnit=N%2Fm/ (дата обращения 20.05.2014).
59. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок: Учебник для студентов авиадвигателестроительных специальностей вузов. - М.: Машиностроение, 1988. - 352 с.
60. http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%94%D0%B8%D1%84%D1%84%D1%83%D0%B7%D0%B8%D1%8F#.D0.A3.D1.80.D0.B0.D0.B2.D0.BD.D0.B5.D0.BD.D0.B8.D1.8F_.D0.A4.D0.B8.D0.BA.D0.B0 (дата обращения 24.07.2014).
61. Путилов К. А. Курс физики. Том 1. Механика. Акустика. Молекулярная физика. Термодинамика. - М.: ГИ ФМЛ, 1963. - 560 с.
62. Бретшнайдер С. Свойства газов и жидкостей. Инженерные методы расчета. - Ленинград: Химия, 1966. - 536 с.

63. Криогенные системы. Основы теории и расчета. Учебник для студентов вузов по специальности "Криогенная техника" / Архаров А. М., Марфенина И. В., Микулин Е. И. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1988. - 464 с.
64. <http://www.xumuk.ru/encyklopedia/2/4624.html> (дата обращения 28.07.2014).
65. Лавров Н. В. Физико-химические основы горения и газификации топлива. -М.: Металлургиздат, 1957. - 288 с.
66. <http://ru-ecology.info/term/6227/> (дата обращения 28.07.2014).
67.
http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A7%D0%B8%D1%81%D0%BB%D0%BE_%D0%A8%D0%BC%D0%B8%D0%B4%D1%82%D0%B0 (дата обращения 28.07.2014).
68. Киселев А. С. Моделирование стационарного горения в камере сгорания ЖРД // Труды НПО Энергомаш им. Академика В. П. Глушко. – 2012. – № 29. - с. 15-27.
69. Воробьев А. Г., Боровик И. Н., Хохлов А. Н., Лизуневич М. М., Сокол С. А., Гуркин Н. К., Казеннов И. С. Модернизация испытательного огневого стенда для исследования рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг на экологически чистых компонентах топлива. // Вестник Московского авиационного института, 2010, т. 17, № 1, с. 97-102.
70. Устройство измерения импульсной силы тяги модельных камер сгорания ЖРД МТ (СИУИ1500). Руководство по эксплуатации ПР19.19.681.00.00 ТО,ИЭ. // ФКП НИЦ РКП; Руководитель В.Ю.Рябых / Пересвет, 2010.- 62 с.
71. Устройство измерения импульсной силы тяги СИУИ1500 (опытный образец). Паспорт ПР19.19.681.00.00 ПС. // ФКП НИЦ РКП; Руководитель В.Ю.Рябых / Пересвет, 2011.- 11 с.
72. Козлов А. А., Воробьев А. Г., Боровик И. Н. Жидкостные ракетные двигателя малой тяги. - М.: Изд-во МАИ, 2013, 208 с.
73. Богачева Д. Ю., Боровик И. Н. Автоматическая обработка и анализ результатов огневого испытания жидкостного ракетного двигателя малой тяги. Программное средство. Св. № 2012614661. Зарегистрировано 24.05.12.

74. Богачева Д. Ю., Коватова Ю. С. Математическая обработка и графическое отображение результатов огневых экспериментов при исследовании внутрикамерных процессов в жидкостном ракетном двигателе малой тяги, работающего на газообразных метане и кислороде. Программное средство. Св. № 2013615725. Зарегистрировано 19.06.13.
75. Технический отчет об ОКР № 932-836-Т512/11-1-0240-161-2013. Шифр: ОКР "Материал" (Полик).
76. Ваулин С. Д., Салич В. Л. Методика проектирования высокоэффективных ракетных двигателей малой тяги на основе численного моделирования внутрикамерных процессов. // Вестник ЮУрГУ. Серия "Машиностроение", 2014, № 19, с. 43-50.
77. Березанская Е. Л., Курпатенков В. Д., Надеждина Ю. Д. Расчет конвективных тепловых потоков в сопле Лавалья. - М.: Изд-во МАИ, 1976. - 76 с.
78. Кутателадзе С. С., Боришанский В. М. Справочник по теплопередаче. - М.: Госэнергоиздат, 1958. - 417 с.
79. Расчет лучистых тепловых потоков. Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования / Березанская Е. Л., Кудрявцева Л. В., Курпатенков В. Д., Люлька Л. А. Под ред. Кудрявцева В. Д. - М.: Изд-во МАИ, 1989. - 64 с.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1. Результаты огневых испытаний РДМТ

Таблица 10. Результаты кратковременных огневых запусков. Металлическая КС. В завесу - кислород.

№ запуска	t, с	\dot{m}_{CH_4} , г/с	\dot{m}_{O_2} , г/с	\dot{m}_3 , г/с	\dot{m}_Σ , г/с	$\bar{\dot{m}}_3$	$\alpha_{ядро}$	$\alpha_{КС}$	p_k , атм	P, Н	$T_{од}$ №			
											1, К	2, К	3, К	4, К
1	2	8,92	16,89	45,6	71,42	0,6386	0,4745	1,756	7,638	78,017	950,08	1046	664,93	621,18
2	2	9,22	16,39	44,34	69,95	0,6338	0,4455	1,6508	7,514	77,488	993,52	1105	674,28	634,28
3	2	9,91	16,78	36,67	63,36	0,5787	0,4244	1,3518	7,065	73,398	1028	1107	615,67	591,54
4	2	9,78	16,71	36,43	62,92	0,5789	0,4282	1,3617	7,035	73,695	1018	1100	603,26	586,71
5	3	5,43	13,51	35,503	53,7	0,6611	0,623	2,226	5,843	62,0124	922,5	901,81	723,92	681,86
6	2	5,35	12,08	34,503	52,68	0,6549	0,566	2,218	5,828	62,116	782,53	797,01	620,49	601,19
7	3	5,48	13,76	35,09	53,907	0,651	0,6283	2,2112	5,844	61,912	914,22	883,19	713,58	679,1
8	3	4,33	13,72	44,862	62,292	0,72	0,794	3,353	6,549	70,247	1121	767,36	813,56	785,29
9	3	4,35	13,78	44,827	62,174	0,721	0,7935	3,33	6,554	70,056	1148	816,31	812,87	816,31
10	3	3,45	13,9	50,38	64,3	0,744	1,01	4,67	6,97	75	1200	850,03	838,21	818,4
11	3	10,13	14,07	20,69	44,298	0,467	0,348	0,8454	5,453	57,76	1029	950,08	574,99	672,9
12	3	10,26	14,05	20,951	44,453	0,471	0,343	0,8346	5,493	57,855	1031	940,42	568,09	666,69
13	3	9,56	14,06	36,163	59,368	0,609	0,369	1,306	6,807	71,742	1238	1188	841,14	691,51
14	3	9,65	14,05	35,93	59,187	0,607	0,365	1,287	6,814	71,527	1192	1166	839,76	688,07

15	1	8,96	13,99	45,874	68,467	0,67	0,391	1,664	7,605	79,61	1217	1210	890,09	752,88
16	3	9,01	14,05	46,264	68,982	0,671	0,391	1,667	7,622	79,614	1092	1200	892,16	759,77
17	3	13,46	13,93	27,505	54,299	0,506	0,259	0,7604	6,783	69,196	830,79	859,06	743,92	588,78
18	3	12,39	14,04	27,738	53,836	0,515	0,284	0,8388	6,566	69,10335	861,82	922,5	725,3	599,12
19	3	11,85	13,86	43,316	69,54	0,623	0,293	1,219	7,973	84,36911	1131	1029	910,09	714,96
20	1	11,28	13,97	43,657	68,76	0,635	0,3105	1,277	7,887	82,88792	1040	1036	923,19	725,3
21	1	10,96	9,14	43,388	62,67	0,692	0,209	1,183	7,474	79,71609	943,87	1112	1074	1046
22	1	10,86	9,14	43,086	62,7	0,687	0,211	1,1965	7,457	79,17841	1031	1126	1065	1022
23	3	10,15	9,05	52,148	70,68	0,738	0,223	1,494	8,52	89,49376	1300	1197	1080	1306

Таблица 11. Результаты кратковременных огневых запусков. Показания термопар, установленных на корпусе КС.

Металлическая КС. В завесу - кислород.

№ запуска	t, с	$T_{КС}$															
		№1, К	№2, К	№3, К	№4, К	№5, К	№6, К	№7, К	№8, К	№9, К	№10, К	№11, К	№12, К	№13, К	№14, К	№15, К	№16, К
1	2	482,1	405,4	397,4	376,2	485,3	480,1	444,3	378,7	379,5	374,0	434,7	364,5	404,3	399,4	368,4	338,9
2	2	517,0	445,9	433,1	406,2	520,9	517,5	486,7	413,5	413,6	403,8	471,0	393,9	437,3	439,9	393,5	364,4
3	2	527,1	461,2	440,7	419,9	529,9	541,9	520,4	426,0	436,5	426,6	477,0	405,4	444,2	461,3	391,7	392,9
4	2	520,7	464,0	459,2	426,6	526,3	535,8	545,2	430,7	438,4	427,7	495,8	408,0	442,0	464,5	404,3	393,2

5	3	488,8	410,5	404,6	391,8	483,7	473,3	428,9	380,7	393,4	384,2	440,5	380,2	458,6	408,0	375,8	356,2
6	2	554,5	988,6	440,9	429,6	549,2	537,5	470,0	411,2	422,9	406,8	484,3	392,5	442,9	441,4	413,1	366,6
7	3	622,2	491,8	470,2	448,1	616,7	573,1	508,2	436,9	520,4	428,9	521,0	408,5	485,1	476,7	466,5	381,5
8	3	357,6	424,5	368,5	353,0	358,3	356,7	361,0	354,2	355,5	428,8	361,5	353,4	352,9	382,8	342,2	351,8
9	3	558,7	551,8	596,0	526,8	580,1	646,2	613,1	510,4	643,1	515,7	635,9	543,3	501,2	561,7	480,5	428,0
10	3	Показания температурных датчиков для данного запуска отсутствуют															
11	3	534,0	527,9	575,5	493,8	558,9	620,5	600,9	494,2	539,0	497,1	616,3	542,2	479,6	539,3	520,2	428,1
12	3	640,5	575,3	589,3	522,8	642,8	665,8	652,8	550,5	545,9	511,6	623,9	534,3	551,8	573,7	567,3	428,2
13	3	808,2	566,3	580,2	519,4	625,8	652,3	636,4	553,6	538,1	581,4	608,1	536,7	549,9	562,5	561,1	428,4
14	3	694,7	603,8	594,7	524,3	690,6	695,2	635,3	559,6	553,8	529,2	633,2	517,4	591,6	600,1	534,6	428,5
15	1	665,5	572,7	566,3	495,2	657,0	661,7	601,2	532,6	523,1	501,4	604,4	498,5	565,6	569,0	499,7	428,8
16	3	556,6	536,6	581,2	469,7	550,3	621,0	1028,0	476,5	562,8	470,4	724,5	478,9	492,3	516,2	522,2	428,9
17	3	578,7	562,6	607,9	503,6	580,4	634,8	592,1	515,3	565,8	492,5	616,7	514,6	512,7	543,7	569,3	428,9
18	3	588,7	507,0	527,8	655,3	574,0	606,4	573,4	568,6	473,6	446,9	551,2	466,4	511,0	501,8	428,7	415,5
19	3	667,0	579,2	589,9	509,2	655,8	689,0	652,2	563,7	548,5	510,5	621,6	515,9	581,8	578,2	525,8	429,1
20	1	749,3	645,7	642,4	536,9	710,2	777,3	667,8	586,3	587,3	556,4	661,4	519,0	938,6	657,5	616,7	429,2
21	1	801,8	706,4	693,7	586,0	764,4	829,6	719,2	640,4	641,8	620,9	713,5	577,6	713,4	717,1	675,1	429,3
22	1	804,6	705,3	691,3	578,8	800,4	862,1	716,9	630,3	914,0	615,7	726,7	559,9	716,7	973,3	622,5	429,4
23	3	Показания температурных датчиков для данного запуска отсутствуют															

Таблица 12. Результаты огневых запусков. Металлическая КС. В завесу - воздух.

№ запуска	t , с	\dot{m}_{CH_4} , г/с	\dot{m}_{O_2} , г/с	\dot{m}_3 , г/с	\dot{m}_Σ , г/с	\bar{m}_3	$\alpha_{ядро}$	$\alpha_{КС}$	p_K , атм	P , Н	$T_{од}$ № 1, К	$T_{од}$ № 2, К	$T_{од}$ № 3, К	$T_{од}$ № 4, К
1	5	2,77	29,59	31,21	63,57	0,4909	2,67	3,26	5,654	68,706	649,30	649,30	629,42	749,53
2	7	2,78	29,72	31,21	63,71	0,4899	2,67	3,26	5,671	69,077	693,43	670,33	668,46	804,22
3	10	2,79	29,75	31,14	63,68	0,4890	2,67	3,26	5,671	69,927	708,59	671,21	680,21	820,25
4	10	2,01	29,74	45,86	77,61	0,5908	3,70	4,90	5,798	71,028	714,88	971,90	889,82	731,07
5	15	2,03	29,93	45,27	77,23	0,5861	3,70	4,87	5,808	71,243	709,31	961,91	888,88	739,14
6	5	2,94	12,59	45,17	60,71	0,7441	1,07	1,88	5,595	69,191	849,33	854,28	658,48	881,02
7	5	2,18	13,06	45,14	60,37	0,7477	1,50	2,59	4,813	59,786	678,23	1023,00	647,15	754,60
8	5	2,66	20,38	45,01	68,05	0,6615	1,92	2,81	4,772	59,691	740,96	1103,00	820,63	709,08
9	5	2,48	29,15	44,85	76,48	0,5864	2,94	3,89	6,097	74,732	736,26	899,40	831,78	748,09
10	10	2,38	28,78	44,74	75,89	0,5895	3,04	4,03	6,099	75,848	786,55	942,90	892,18	799,00
11	15	2,37	28,85	44,41	75,64	0,5872	3,05	4,03	6,109	76,600	791,77	930,21	891,80	806,68

Таблица 13. Результаты кратковременных огневых запусков. Показания термопар, установленных на корпусе КС.

Металлическая КС. В завесу - воздух.

№ запуска	t , с	$T_{КС}$ №1, К	$T_{КС}$ №2, К	$T_{КС}$ №3, К	$T_{КС}$ №4, К	$T_{КС}$ №5, К	$T_{КС}$ №6, К	$T_{КС}$ №7, К	$T_{КС}$ №8, К	$T_{КС}$ №9, К	$T_{КС}$ №10, К	$T_{КС}$ №11, К	$T_{КС}$ №12, К
1	5	659,25	737,06	544,15	709,61	698,56	727,89	706,69	667,96	833,48	719,81	756,65	691,30
2	7	761,15	921,17	648,38	836,62	811,40	862,53	843,69	764,55	967,32	879,43	909,47	804,64
3	10	823,35	1025,00	719,09	921,17	907,19	957,84	938,80	851,18	1065,00	993,72	1030,00	904,76
4	10	676,71	751,08	687,68	922,12	710,22	705,66	859,43	763,46	814,17	792,87	885,08	731,45
5	15	695,29	798,20	732,32	980,83	732,36	723,91	916,71	794,53	859,43	843,96	946,92	764,55
6	5	739,41	692,51	612,34	745,47	706,92	674,03	731,83	751,12	680,17	777,22	756,99	664,03
7	5	1023,00	643,47	593,94	633,99	645,46	634,45	688,67	664,22	629,42	756,99	683,64	795,10
8	5	598,81	641,52	568,62	1075,00	631,69	672,85	637,64	716,63	626,70	629,73	662,04	602,05
9	5	652,02	659,02	561,10	751,53	635,34	638,02	700,99	675,94	675,60	620,66	712,00	595,80
10	10	768,79	848,46	722,89	949,14	778,78	762,25	942,55	842,22	877,38	871,58	981,29	792,83
11	15	808,64	920,48	786,96	1022,00	840,14	809,36	992,87	901,98	964,82	985,57	1111,00	885,20

Таблица 14. Результаты огневых запусков. Композитная КС. В завесу - воздух.

№ запуска	t, c	$\dot{m}_{CH_4},$ г/с	$\dot{m}_{O_2},$ г/с	$\dot{m}_3,$ г/с	$\dot{m}_\Sigma,$ г/с	\bar{m}_3	$\alpha_{ядро}$	$\alpha_{КС}$	$p_k,$ атм	$P,$ Н	$T_{од} \text{ № 1,}$ К	$T_{од} \text{ № 2,}$ К	$T_{од} \text{ № 3,}$ К	$T_{од} \text{ № 4,}$ К
1	10	3,52	28,50	44,04	76,06	0,5790	2,029	2,687	6,144	86,811	802	687	722	719
2	15	3,49	28,80	43,75	76,05	0,5753	2,069	2,729	6,158	87,180	824	703	727	743
3	20	3,47	28,89	43,54	75,90	0,5736	2,085	2,745	6,168	87,405	831	710	733	754
4	25	3,46	28,96	43,29	75,71	0,5718	2,099	2,758	6,180	87,763	834	714	735	758
5	35	3,44	29,14	43,07	75,66	0,5693	2,121	2,779	6,172	87,843	837	717	739	763
6	45	3,45	25,60	43,00	72,05	0,5968	1,860	2,516	6,100	87,793	839	720	741	764
7	60	3,40	29,35	42,65	75,40	0,5656	2,163	2,823	6,180	88,356	839	722	741	766
8	5	3,91	28,01	37,79	69,72	0,5421	1,796	2,304	5,974	85,143	798	663	686	699
9	10	3,95	28,76	37,20	69,90	0,5322	1,826	2,322	5,990	85,451	819	678	684	710
10	20	3,96	29,10	36,82	69,88	0,5269	1,841	2,330	6,002	85,784	821	677	686	710
11	50	3,89	29,40	36,48	69,77	0,5228	1,895	2,388	6,000	86,447	822	679	687	712
12	10	4,27	28,87	33,01	66,15	0,4990	1,693	2,100	5,841	83,757	826	666	647	690
13	10	4,78	26,69	28,75	60,22	0,4774	1,398	1,714	5,374	79,783	836	635	646	648
14	40	4,74	26,40	29,47	60,61	0,4862	1,395	1,722	5,409	80,649	839	637	647	663
15	40	4,75	29,41	26,41	60,58	0,4361	1,553	1,846	5,401	80,595	839	634	648	661
16	40	4,68	29,27	26,40	60,35	0,4374	1,567	1,864	5,421	80,933	841	638	652	664

17	40	5,05	29,02	22,06	56,14	0,3930	1,439	1,668	5,000	76,566	803	612	659	639
18	40	5,20	28,78	19,98	53,95	0,3702	1,387	1,589	4,838	74,412	779	603	664	626
19	40	5,37	28,43	17,13	50,93	0,3363	1,326	1,494	4,539	70,885	753	588	661	606