

На правах рукописи



ЧУДИНА Юлия Сергеевна

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

Специальность 05.07.05

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных
аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2014

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Козлов Александр Александрович

Официальные оппоненты: **Денисов Константин Петрович,**
доктор технических наук.

Усов Генрих Леонидович,
кандидат технических наук,
Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственное объединение «Техномаш» (ФГУП «НПО «Техномаш»),
ведущий научный сотрудник.

Ведущая организация: Конструкторское бюро «Салют» Государственного космического научно-производственного центра им. М.В.Хруничева (КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В.Хруничева)

Защита состоится «06» октября 2014г. в 15⁰⁰ часов на заседании диссертационного совета Д212.125.08, созданного на базе Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ), по адресу: 125993, Россия, г.Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ), <http://www.mai.ru/events/defence>.

Автореферат разослан _____ 2014г.

Ученый секретарь диссертационного
совета Д212.125.08,
д.т.н., профессор

Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

В развитии космических транспортных систем в настоящее время сложилась ситуация, при которой возможности по совершенствованию химических ракетных двигателей (РД) традиционных типов практически исчерпаны или ограничены незначительным улучшением энергомассовых характеристик, достигаемым, зачастую, в ущерб надежности, экологичности или стоимости.

Одним из путей решения этой проблемы может стать применение новых видов топлива, например, метана в качестве универсального экологически чистого горючего, а также применение схем двигателей с дожиганием восстановительного генераторного газа и эффективных систем охлаждения камер сгорания (КС). При применении кислородно-метанового топлива в схеме с избытком горючего в генераторном газе практически исключается сажеобразование. Метан полностью отвечает требованиям, предъявляемым к охладителям камер сгорания, и обеспечивает в паре с кислородом высокие энергетические характеристики.

Переход на кислородно-метановое топливо обуславливается нарастающим дефицитом вырабатываемых из нефти топлив, большими запасами, доступностью и относительной дешевизной природного газа, а также экологическими преимуществами его применения. Многочисленные исследования характеристик топливной пары кислород-метан показали, что она позволит удовлетворить основным требованиям к стоимости, надежности, экологической безопасности жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) при высоком уровне их энергомассовых характеристик.

Важным аспектом возможностей использования этого вида топлива является его применимость, как унифицированного топлива, при создании объединенной двигательной установки (ОДУ), которая включит в себя и ракетные двигатели малой тяги (РДМТ), как основные органы в системе управления, стабилизации и ориентации летательного аппарата в космическом пространстве.

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

Дополнительным плюсом численного моделирования может являться получение наиболее подробной информации о внутренних процессах, происходящих в трактах и камерах сгорания ракетных двигателей малых тяг. Моделирование позволяет дать предварительную оценку распределения полей темпе-

ратур, скоростей, давлений в КС двигателя, траектории движения потоков, предоставить ориентировочные значения параметров, которые затруднительно получить путем измерения во время экспериментов.

Таким образом, разработка численных моделей, дающих достоверную предварительную оценку теплового состояния двигателя, процессов смесеобразования и горения, происходящих в камере сгорания, является актуальной научно-технической задачей. С помощью этих методик моделирования становится возможной разработка эффективного ракетного двигателя с наименьшими временными и материальными затратами.

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

Задачи:

1. Аналитический обзор экспериментальных и теоретических исследований существующих и разрабатываемых РД, в которых используется топливная пара кислород-метан.

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

3. Разработка математической модели для анализа внутрикамерных процессов с учетом завесного охлаждения при работе на стационарном режиме, проведение численного эксперимента по моделированию течения в смесительных головках и камерах разработанной конструкции

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

5. Выявление расчетно-теоретических и экспериментальных зависимостей основных параметров двигателя от входных условий.

Научная новизна работы заключается в следующем:

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

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

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

4. Разработан экспериментальный РДМТ тягой 200...250Н, особенности конструкции которого позволяют собрать большой объем эксперименталь-

ных данных. Проведенные экспериментальные исследования позволили верифицировать разработанную математическую модель.

Практическая значимость результатов состоит в том, что разработанная математическая модель и методика расчета позволяют:

- выбрать геометрию смесительной головки и камеры сгорания для заданного удельного импульса и рабочей температуры стенки;
- для выбранной геометрии конструкции головки найти расходы на форсунки и завесу, обеспечивающие наибольший удельный импульс при температуре стенки, равной максимальной рабочей температуре материала;
- выбрать компонент топлива для использования в завесном охлаждении.

Степень обоснованности и достоверность полученных результатов подтверждается:

1. использованием известных научных положений и методов расчета;
2. использованием фундаментальных законов сохранения массы, количества движения и энергии, фундаментальных уравнений теории горения, известными теплофизическими данными метана и кислорода и термодинамическими данными при их взаимодействии;
3. подтверждением результатов численного эксперимента с экспериментальными данными автора;
4. применением аттестованных средств измерений и регистрации параметров, обеспечивающих удовлетворительную точность результатов экспериментов.

Вкладом автора является:

1. Разработанная математическая модель и методика расчета стационарных процессов в камере сгорания РД МТ тягой 200...250Н на газообразном кислородно-метановом топливе в трехмерной постановке
2. Разработанная конструкция экспериментального РД МТ.
3. Проведенный критический анализ результатов тестирования математической модели при сопоставлении данных численного и физического экспериментов.
4. Рекомендации по дальнейшему совершенствованию рабочих процессов в рассматриваемом типе двигателей.

Апробация работы

Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались: на заседаниях кафедры «Ракетные двигатели» МАИ в 2010-2014 гг., на 10-й и 11-й Международных конференциях «Авиация и космонавтика – 2011, 2012», г. Москва, на III-й Международной молодежной научно-технической конференции «Молодежь, техника, космос», «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова, 2011г., г. Санкт-Петербург, на Международной научно-технической конференции "Проблема и перспективы развития двигателестроения" г. Самара, 2011г.

Публикации

По теме диссертации опубликовано 7 печатных работ, в том числе 2 статьи в научных журналах и изданиях, которые включены в перечень российских рецензируемых научных журналов и изданий для опубликования основных научных результатов диссертаций.

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, основных выводов, списка используемых источников из 60 наименований, приложения на 6 страницах, изложена на 167 страницах машинописного текста, включающего 119 иллюстраций и 21 таблицу.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы, рассматривается ее научная новизна и практическая значимость. Дается описание структуры и содержания диссертации.

В первой главе приведен обзор разработок ракетных двигателей на компонентах топлива кислород-метан. Анализируется материал по исследованию и применению этой пары в качестве топлива.

В России исследователи, в основном, занимаются проработкой теоретических вопросов возможностей использования метана в качестве горючего для использования в двигателях больших тяг. В экспериментальных работах используются двигатели, модернизируемые из имеющихся кислород-водородных и кислород-керосиновых двигателей. Российскими двигателями, разработанными для использования кислород-метанового топлива является семейство двигателей НПО Энергомаш (РД-167, РД-169, РД-182, РД-185, РД-190, РД-192), модифицированными и доработанными для использования этого топлива являются С5.86.1000-0 – разработка КБХМ им. А.М.Исаева и двигатель КБХА РД0110МД.

Исследованиями рабочих процессов в РДМТ в России занимается ограниченное число авторов. Преимущественно это теоретические исследования, которые подкрепляются экспериментальными данными других авторов. Часть работ по математическому моделированию внутрикамерных процессов не имеют практического подтверждения.

Зарубежными компаниями ведутся экспериментальные работы по исследованию процессов в камерах сгорания РДМТ. Эти работы посвящены, в основном, получению интегральных характеристик рабочего процесса.

Практически нет исследований, посвященных проработке вопроса использования газообразных компонентов в РДМТ. Авторы рассматривают топливо, где один из компонентов находится в газообразном состоянии, другой – в жидком. В имеющихся же работах не проводится оценка уровней температур, получаемых на огневом днище и на стенках камеры сгорания.

При проведении экспериментальных исследований авторы используют преимущественно регенеративное охлаждение стенок двигателя. С одной стороны, это дает возможность исследовать более напряженные режимы работы

двигателя по соотношению компонентов, либо провести более длительные запуски. С другой стороны, использование регенеративного охлаждения меняет картину рабочих процессов и на практике усложняет реализацию импульсного режима работы РДМТ. Такой вариант охлаждения неприменим в летных образцах из-за значительного усложнения и утяжеления конструкции.

В главе показана необходимость разработки методики проектирования РДМТ на газообразном кислороде и газообразном метане для использования в качестве исполнительного органа реактивной системы управления (РСУ) в объединенной двигательной установке (ОДУ). Сформированы основные задачи для достижения цели данной работы и методы их решения.

Во второй главе рассматривается объект исследования – специально разработанный экспериментальный РД тягой 200...250Н, работающий на компонентах топлива газообразный кислород и газообразный метан. Смесеобразование организуется в форсуночной головке пластинчатого типа (рисунок 1,а). Смесительный элемент – двухкомпонентная струйно-центробежная форсунка (рисунок 1,б). На форсуночной головке расположено шесть форсунок по периферии, в центральной части – система воспламенения с электроискровым источником зажигания (рисунок 1,а). Подача компонента отдельно на свечу отсутствует, зажигание происходит при попадании компонентов из камеры сгорания в полость перед свечой зажигания.

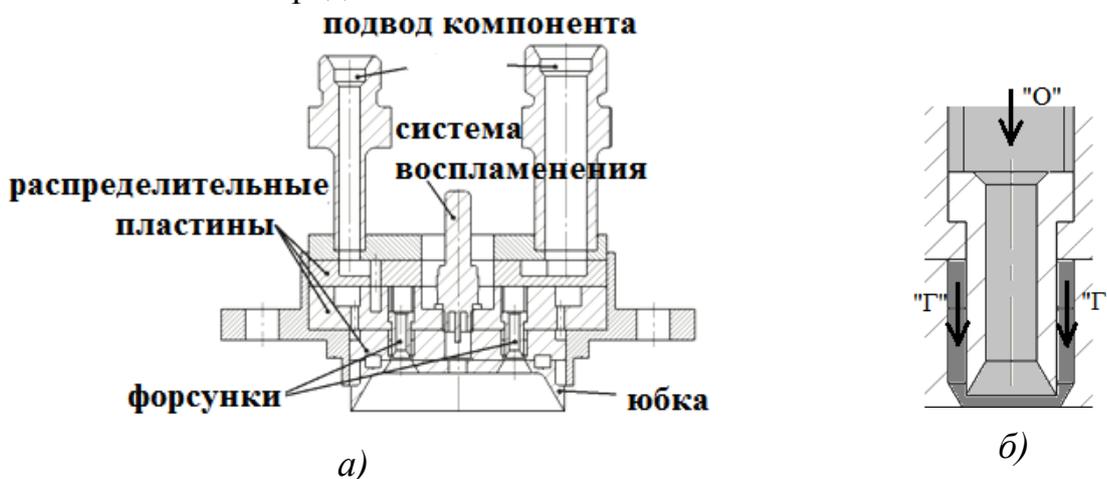


Рисунок 1. Конструкция форсуночной головки (а) и смесительного элемента (б) экспериментального РД МТ

Предусмотрен отдельный подвод компонента для завесного охлаждения стенок камеры сгорания, позволяющий менять расход и вид охладителя в зависимости от задач исследования. Завеса выполнена фрезерованием 20 каналов на нижней распределительной пластине (рисунок 2). Для исследования характеристик завесного охлаждения предусмотрен специальный конструктивный элемент («юбка») (рисунки 1,а; 2), который разделяет поток завесы и горячие продукты сгорания на начальном участке камеры сгорания. Этот элемент позволяет предупредить быстрое размытие завесы и задать направление потоков.

Для стендовых испытаний при атмосферных условиях камера сгорания изготовлена с укороченным соплом (рисунок 3). Огневые эксперименты прово-

дились на камерах сгорания с различными приведенными длинами КС $L_{пр}$: 1,075м, 0,933м и 0,463м. Особенностью экспериментальной камеры сгорания является возможность прямого измерения давления в камере сгорания через отверстие в корпусе. Охлаждение стенок камеры сгорания осуществляется только при помощи завесы одним из компонентов топлива без использования дополнительного регенеративного охлаждения, что приближает исследование к реальным условиям эксплуатации двигателя. Смесительная головка и камера сгорания выполнены из нержавеющей стали 12Х18Н10Т и стыкуются фланцевым соединением. Несколько вариантов юбок выполнены из бронзового сплава БрХ0,8 и из нержавеющей стали 12Х18Н10Т.

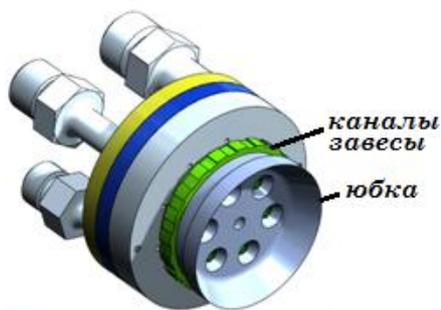


Рисунок 2. Модель пластинчатой смесительной головки (без корпуса-фланца)

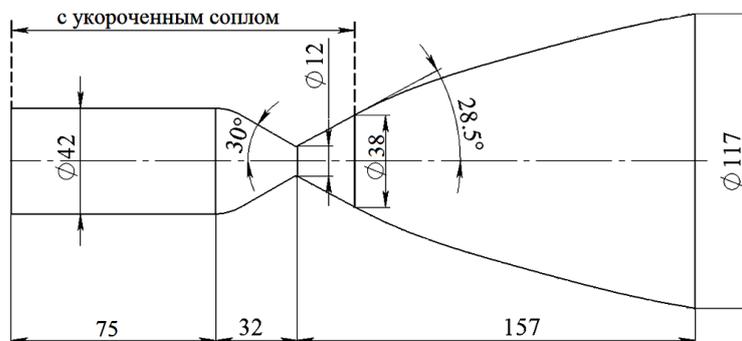


Рисунок 3. Газодинамический профиль камеры сгорания

Компоненты топлива на форсунки подаются через штуцера подвода компонентов, для равномерного распределения расходов по форсункам используются 3 распределительные пластины (рисунок 1,а). Предусмотрено варьирование подачи компонентов на форсунки (метан/кислород может поступать как в центральную часть форсунок, так и по периферии), что дает возможность получения дополнительных данных по характеристикам процессов смесеобразования, горения и охлаждения огневого днища. Экспериментальный двигатель в сборе представлен на рисунке 4.

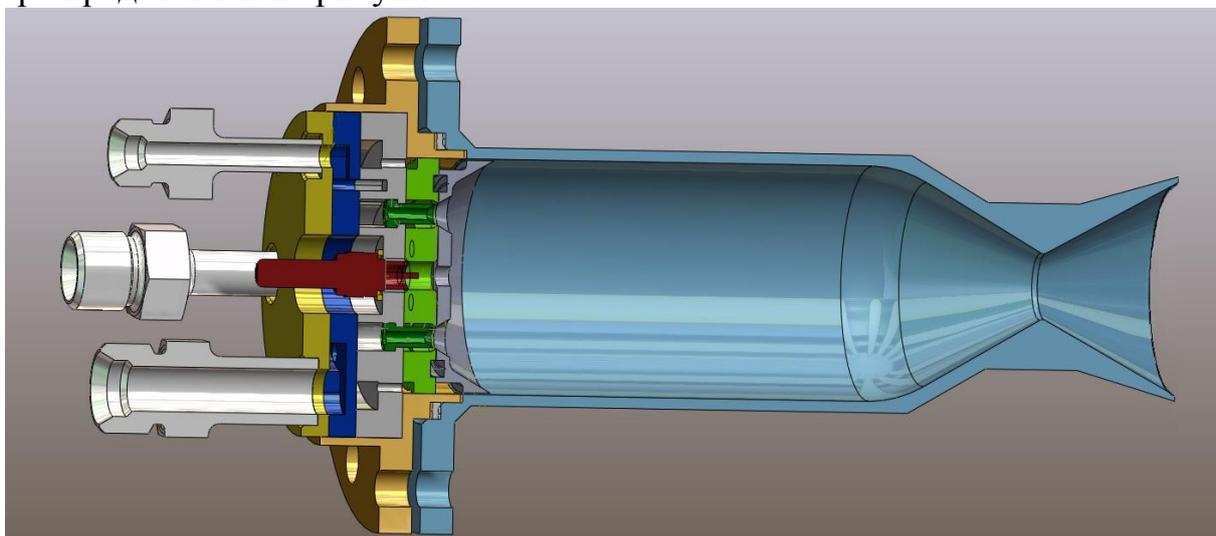


Рисунок 4. Экспериментальный образец РДМТ

Третья глава диссертации посвящена описанию используемой математической модели внутрикамерных процессов в РДМТ и полученных результатов расчетно-теоретического исследования.

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

Полная система уравнений, описывающая течение смеси, в векторной форме имеет следующий вид:

1. Уравнение сохранения массы

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0, \quad (1)$$

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

$$\nabla = \left[\frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z} \right]. \quad (2)$$

2. Уравнения сохранения импульса

$$\frac{\partial \rho \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \otimes \mathbf{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}; \quad (3)$$

$$\boldsymbol{\tau} = \mu (\nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot \mathbf{U}); \quad (4)$$

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

3. Уравнение сохранения энергии

$$\frac{\partial (\rho h_{tot})}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}_i h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\mathbf{U} \cdot \boldsymbol{\tau}) + \mathbf{U} \cdot \mathbf{S}_M + S_E, \quad (5)$$

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

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

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

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

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

4. Уравнения сохранения компонентов смеси

$$\frac{\partial \rho Y_{\alpha}}{\partial t} + \frac{\partial \rho V_j Y_{\alpha}}{\partial x_i} = -\frac{\partial J_{\alpha i}}{\partial x_i} + \rho \dot{w}_{\alpha}, \quad (6)$$

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

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

$$X_{\alpha} = \frac{Y_{\alpha}W}{W_{\alpha}}, \quad (7)$$

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

$$W = \sum_{\alpha} W_{\alpha} X_{\alpha} \quad (8)$$

Для замыкания этой системы уравнений используется уравнение состояния:

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (9)$$

В качестве модели турбулентности выбрана модель SST, которая совмещает модель $k-\omega$ для пристеночной области и модель $k-\varepsilon$ для основного потока.

Расчет течения в смесительной головке.

На начальном этапе исследования автором рассмотрены процессы смешения и распределения компонентов, происходящие в смесительной головке РДМТ. В математической модели течения в смесительной головке приняты следующие допущения:

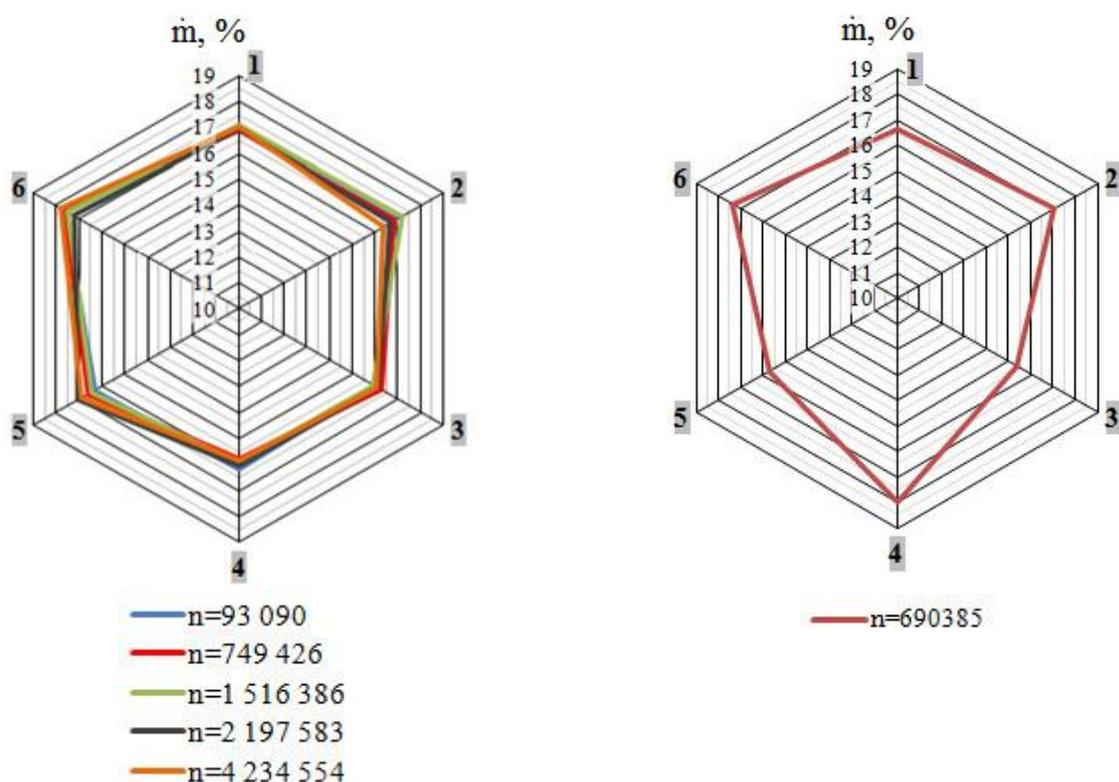
1. задача стационарна;
2. рабочая среда – газообразный кислород/ метан с температурой 300К на входе в расчетную область;
3. расчет производится без учета гравитационных сил;
4. теплообмен со стенкой отсутствует (адиабатическая стенка).

Использовалась полная модель переноса энергии для учета вязкостных сил и турбулентности.

Моделирование проводилось отдельно для каждой гидравлической области подачи компонентов: магистрали подачи компонента в центральную часть форсунок, магистрали периферийного подвода компонента в форсунки, магистрали подачи компонента в завесу.

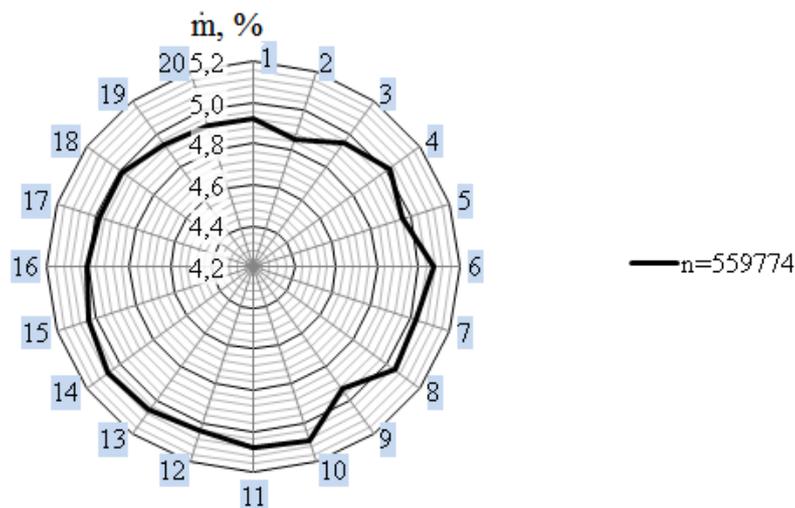
На рисунке 5 представлено распределение компонента по форсункам и по каналам завесы в процентах от суммарного расхода (цифрами на сером фоне обозначены номера форсунок, на голубом фоне – номера каналов завесы). На левом верхнем рисунке представлено распределение метана, полученное при расчете на сетках с различным количеством конечных элементов ($n=93090\dots4234554$). Расхождение в полученных значениях расходов компонента в сравнении со средним значением находятся в пределах 3%. Это говорит о независимости результатов решения при увеличении количества элементов сетки.

Следовательно, на начальном этапе исследования процессов течения в смесительной головке выбранной конструкции и изучения пофорсуночного распределения компонентов для сокращения временных затрат при ограниченных машинных мощностях достаточно точное решение можно получить на относительно грубой сетке. Поэтому для дальнейшего исследования распределения компонента по магистрали кислорода и магистрали компонента, идущего на завесное охлаждение, принимается сетка с количеством элементов не более 1 млн.



а) магистраль подвода метана в центральную часть форсунок

б) магистраль подвода кислорода в периферийную часть форсунок



в) подвод компонента в завесу

Рисунок 5. Распределение расходов компонентов по форсункам и каналам завесы в % от суммарного расхода (n -количество элементов расчетной сетки).

Анализ течения и распределения компонентов показал небольшую неравномерность в расходах. В форсунке 6 поступает больший расход метана, в форсунке 4 – больший расход кислорода. Однако отклонение в расходах от номинального значения (16.67% от суммарного) составило не более 12%, что находится в пределах погрешности вычислений. По расходам компонента, идущего на завесное охлаждение, наибольшее отклонение составляет ~3%, что говорит о

равномерности распределения компонента в коллекторе подвода в каналы завесы.

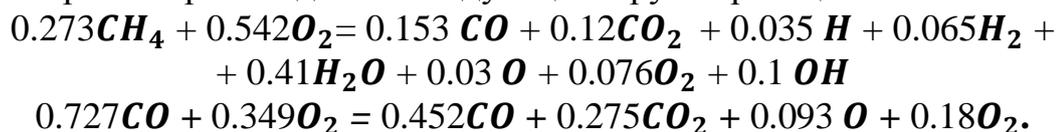
Таким образом, распределение компонентов по форсуночной головке можно считать равномерным, но в дальнейшем полученные небольшие отклонения будут учтены при численном исследовании процессов в полноразмерной КС и сопле, так как даже небольшая неравномерность по распределению компонентов на входе в КС РДМТ может повлиять на качество смесеобразования и горения.

В целях уменьшения объема и времени расчета на предварительном этапе исследования рабочих процессов в КС и сопле, а также согласно проведенному исследованию течений в форсуночной головке, принимаем, что распределение компонентов равномерное. Это позволяет при моделировании перемешивания газообразной завесы с ядром потока и определении необходимых расходов для охлаждения стенок КС использовать секторную расчетную область (1/6 часть КС) с условиями симметрии на границах без учета особенностей течения компонентов в смесительной головке.

Моделирование процессов в КС РДМТ в секторной расчетной области.

При моделировании процесса горения приняты следующие допущения:

- расчет проводится без направленной силы тяжести;
- задача рассматривается в стационарной постановке;
- стенки – адиабатические;
- рабочее тело – реагирующая смесь газообразных компонентов;
- горение происходит по следующим брутто-реакциям:



В качестве модели горения применяется модель рассеивания вихрей (Eddy Dissipation model). Начальным этапом численного исследования рабочих процессов в камере сгорания экспериментального двигателя стал анализ размытия завесы при различных относительных расходах компонента в завесу и соотношениях компонентов в ядре.

Моделирование проводилось в секторной области КС (рисунок 6) с $L_{\text{пр}} = 1,075$. Для проведения численного эксперимента был составлен центральный композитный план с обеспечением ротатабельности.

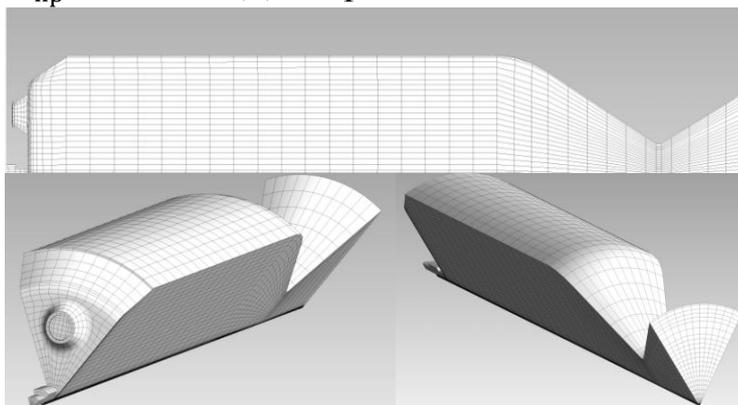


Рисунок 6. Расчетная область и сетка для моделирования перемешивания завесы с ядром

центральный композитный план с обеспечением ротатабельности.

В качестве варьируемых параметров были приняты коэффициент избытка окислителя на форсунках $\alpha_{\text{форс}}$ и относительный расход на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,0001 \dots 0,95$. За центральную точку приняты следующие параметры: коэффициент избытка окислителя на фор-

сунках $\alpha_{\text{форс}} = 0,75$, относительный расход на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,45$. Постоянным выдерживался суммарный расход компонентов $m_{\Sigma} = 64$ г/с.

По полученным зависимостям (рисунки 7,8) определено, что в случае использования газообразного кислорода в завесе температура стенки камеры сгорания ниже максимально допустимой (1400 К) при значениях в ядре $\alpha_{\text{форс}} = 1,2-1,5$ и относительном расходе на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} \geq 0,7$. Расчётное давление в камере сгорания на таких режимах около 0,6 МПа, тяга 55 Н, удельный импульс 747 м/с. Температура огневого днища находится в районе 2250 К.

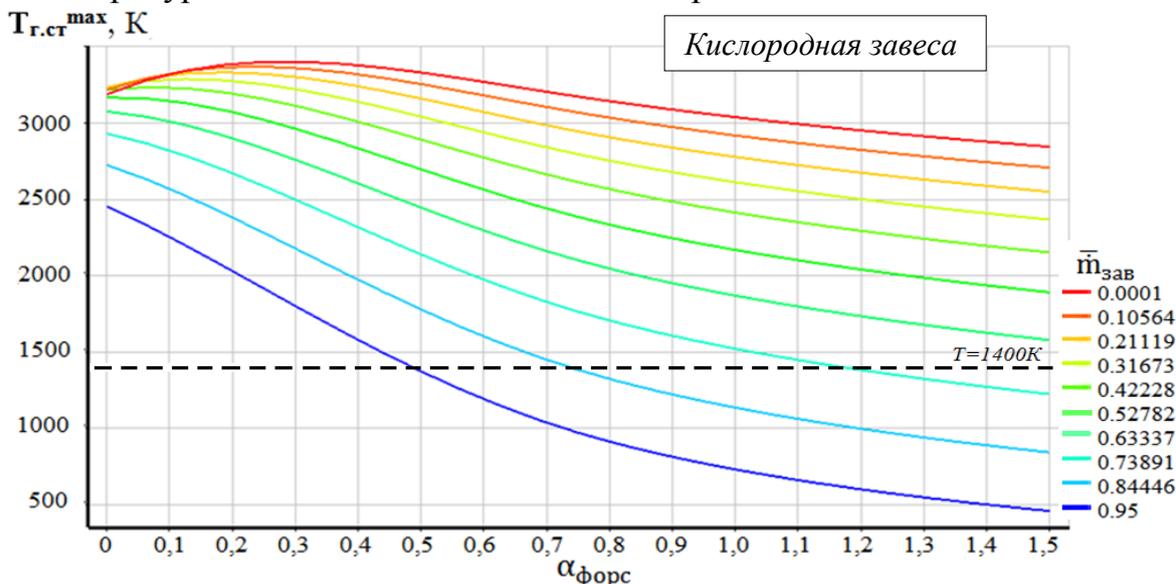


Рисунок 7. Температура газа вблизи стенки при кислородной завесе

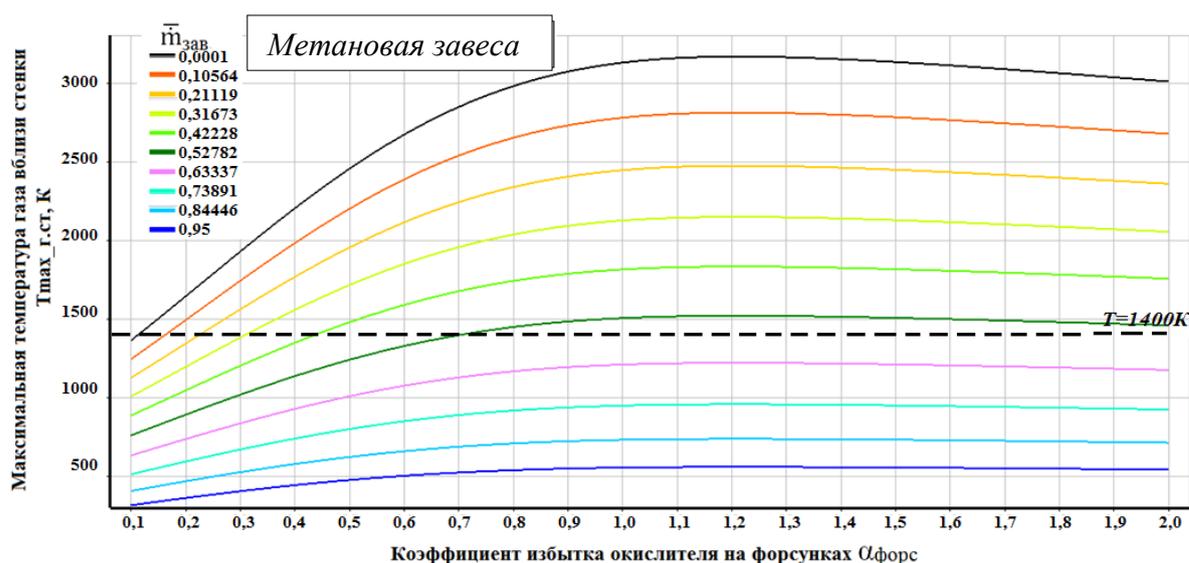


Рисунок 8. Температура газа вблизи стенки при метановой завесе

В случае использования газообразного метана для завесного охлаждения температура стенки камеры сгорания ниже максимально допустимой во всем диапазоне значений избытка окислителя в ядре потока $\alpha_{\text{форс}}$ и относительном расходе на завесу $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,63$, при значениях $\alpha_{\text{форс}} < 0,75$ относительный расход на завесу может быть снижен до $\bar{m}_{\text{зав}} = 0,53$. Расчётное давление в камере сгорания на таком режиме составит 0,8 МПа, тяга 99 Н, удельный импульс 1517 м/с.

Очевидно, что метановая завеса эффективнее предохраняет стенку КС от перегрева. Полученная картина течения продуктов сгорания и размытие завесы указывает на излишнюю длину цилиндрического участка КС при использовании газообразных компонентов топлива и необходимости изменения геометрических параметров камеры.

На следующем этапе исследования использовалась секторная расчетная область КС с приведенной длиной $L_{пр} = 0,933$ м. Численный эксперимент был верифицирован кратковременными огневыми пусками, проведенными на основании рекомендаций, выработанных на начальном этапе расчетного исследования. Было выявлено, что экспериментальное значение давления в КС выше расчетного на $\approx 30\%$, что не является удовлетворительным. Такие результаты свидетельствуют о необходимости уточнения рекомендуемых разработчиками ANSYS CFX эмпирических коэффициентов, используемых при моделировании процессов течения и горения, для каждого конкретного случая. В выбранной модели горения EDM проведено уточнение модельного коэффициента B , входящего в выражение для скорости образования продуктов сгорания:

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k \sum_j^N v'_{j,r} M_{w,j}}, \quad (10)$$

где R - скорость образования продуктов, M - молекулярная масса, v - стехиометрический коэффициент реагирующего вещества, A , B - эмпирические коэффициенты, k - кинетическая энергия турбулентности, ε - скорость турбулентной диссипации.

Для получения интегральных характеристик, близких к экспериментальным, значение модельного коэффициента должно составлять $B = 0,5 \dots 1,0$. После корректировки расхождение расчетного и экспериментального значения давлений в КС не превышает $\sim 8\%$, что является удовлетворительным согласованием экспериментальных и расчетных данных (рисунок 9).

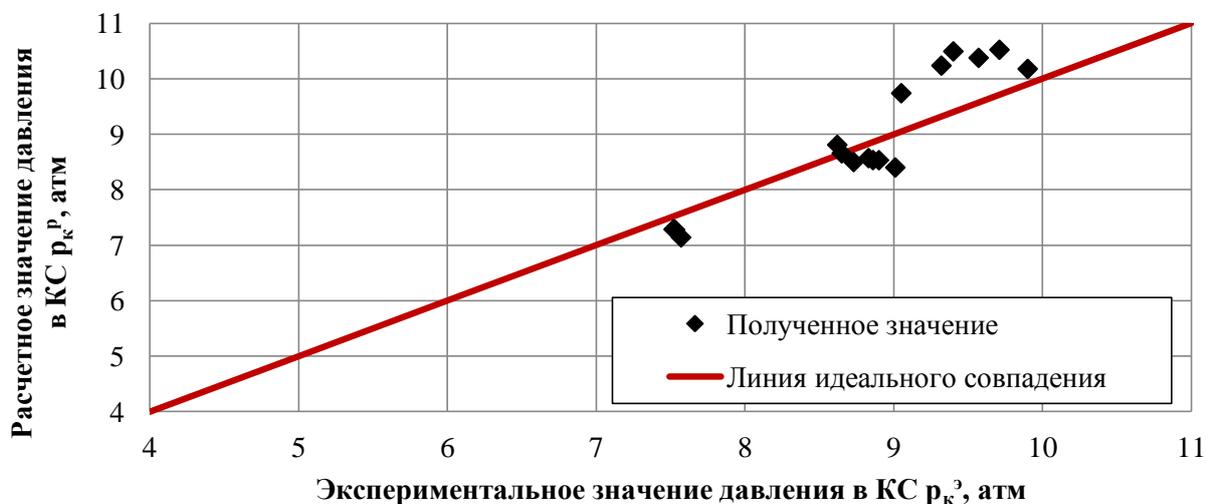


Рисунок 9. Сравнение экспериментальных и расчетных значений давления в КС.

После наладки модели был проведен численный эксперимент и выявлены режимы работы РДМТ, позволяющие провести более длительные огневые запуски. В частности, проведенное исследование влияния схемы подачи компонентов на уровни температур показало, что при использовании обратной схемы подачи компонентов (метан по периферии форсунок, кислород в центр) температура огневого днища снижается в сравнении с прямой подачей компонентов.

Моделирование в секторной расчетной области производится без учета характера входа компонентов в КС. Для изучения влияния характера распределения компонентов по форсуночной головке на эффективность работы двигателя в дальнейшем использовалась расчетная область полноразмерной КС, включающая внутреннюю геометрию каналов окислителя, горючего и компонента, идущего на завесное охлаждение. Применение такой расчетной области позволяет получить качественную картину наличия зон повышенных температур вблизи стенки при наличии небольшой неравномерности распределения компонентов по смесительной головке и учете характера входа компонентов в КС.

Численное исследование процессов в РДМТ с учетом распределения компонентов по смесительной головке

В ходе численного эксперимента установлено, что вблизи огневого днища образуется зона повышенных температур. При подаче газифицированных компонентов фронт пламени находится близко к смесительной головке и появляются обратные токи. Проведено исследование влияния формы юбки, формы выходного сопла форсунки при восстановительном и при окислительном ядре потока на распределение температуры вблизи огневого днища смесительной головки. Рассматривались разные способы подачи компонентов в форсунки (рисунок 10) и несколько конфигураций юбки (рисунок 11), так как предположительно форма огневого днища может влиять на характер обратных токов продуктов сгорания.

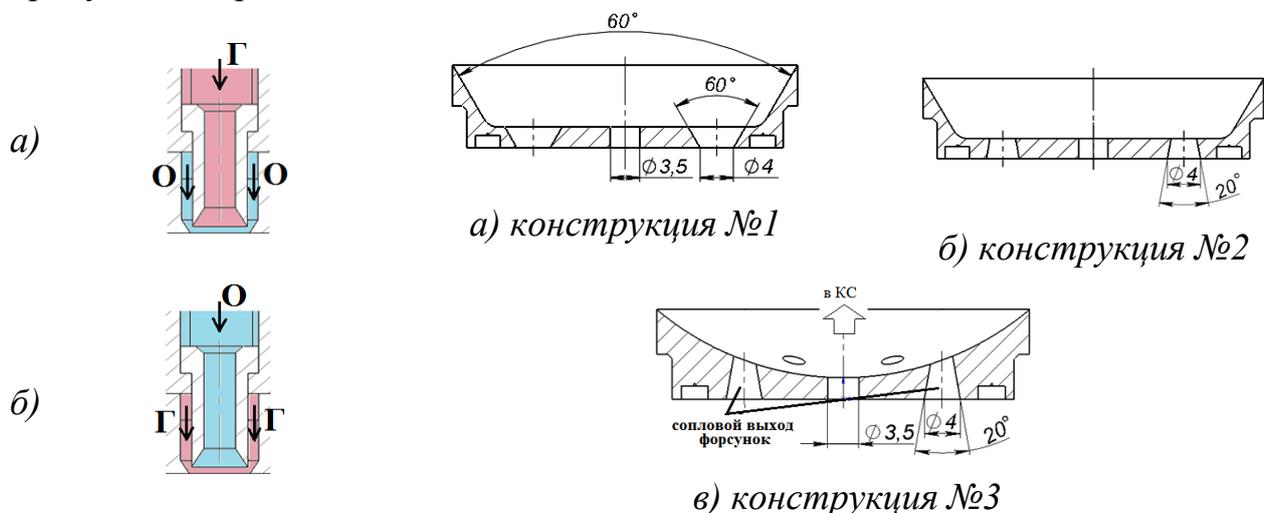


Рисунок 10. Схема подачи компонентов в форсунки:
 а) нормальная;
 б) обратная

Рисунок 11. Конструкции юбки: а) коническая форма днища, диффузорный сопловой выход форсунок, б) коническая форма днища, конфузорный сопловой выход форсунок, в) сферическая форма днища, конфузорный сопловой выход форсунок

Результаты расчетов сведены в таблицу 1. При обратной подаче компонентов наблюдается снижение максимальной температуры около огневого днища. Определены конфигурации юбки и способ подачи компонентов, позволяющие провести длительные эксперименты: обратная подача компонентов, конструкция №1 и конструкция №3.

Таблица 1. Уровни температур вблизи огневого днища $T_{г,дн}^{max}$.

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

В полноразмерной постановке исследовался также газогенераторный режим работы двигателя, когда в форсунки идет только метан, на завесу подается весь расход кислорода, соотношение компонентов $\alpha_{\Sigma} > 3$. Такой режим работы не может обеспечить высоких интегральных характеристик двигателя, но является важным для тестирования математической модели и определения границ ее применимости. В главе также представлен алгоритм исследования рабочих процессов в РДМТ, сформированный по результатам расчетно-теоретического исследования.

В четвертой главе приведено описание огневого стенда для проведения экспериментальных исследований в атмосферных условиях. Дается описание последовательности проведения экспериментов, представлены основные результаты огневых экспериментов разработанного двигателя, приводятся рекомендации по созданию РДМТ на ранних этапах проектирования.

Основными особенностями работы стенда являются:

- возможность работы на длительных и импульсных режимах с фиксированием значения тяги с применением силоизмерительного устройства;
- автоматизированная система управления стендом, сбора и обработки данных;
- система измерения с использованием датчиков давления, расходов, температур, силы тока;
- система видеотрансляции с применением web-камер и высокоскоростных камер, возможна оценка температурного поля с помощью тепловизора.

Экспериментальное исследование характеристик рабочего процесса происходило на различных рабочих режимах по расходам. Измерялись параметры: расходы компонентов, давление компонентов перед смесительной головкой,

давление в КС, тяга, температуры на стенке КС. Можно выделить три основных этапа экспериментов: испытания с нормальным режимом подачи компонентов; испытания с обратной подачей компонентов; газогенераторный режим работы.

На первом этапе (режим №1) проведены кратковременные запуски (продолжительность пуска 0,8 - 1,8 с) на различных расходах. При проведении экспериментов использовалась камера сгорания с приведенной длиной $L_{пр}=0,933м$. В центральную часть форсунки подается метан, по периферии – кислород. Завесное охлаждение осуществляется газообразным кислородом.

После проведения серии экспериментов на юбке (12X18Н10Т) видна картина цветов побежалости, центральная часть огневого днища, свеча зажигания и крепежные элементы юбки обгорели, несмотря на кратковременность запусков, что подтверждает наличие высокотемпературных обратных токов и образования зон повышенных температур вблизи юбки. Этот этап экспериментов позволил провести верификацию математической модели.

На втором этапе экспериментов (режим №2) исследовалась зависимость p_k и β от расходов компонентов при их обратной подаче. По расходному комплексу β можно судить об эффективности экспериментального двигателя (рисунок 12):

$$\beta = \frac{p_k \cdot F_{кр}}{\dot{m}} \quad (11)$$

Расход метана $\dot{m}_{CH_4} = 3,5 \div 12$ г/с ; расход кислорода $\dot{m}_{O_2} = 8 \div 22$ г/с ($\alpha_{форс} = 0,18 \div 0,9$, $\alpha_{\Sigma} = 0,77 \div 4$); расход компонента на охлаждение: $\dot{m}_{зав} = 31,5 \div 46,5$ г/с ($\bar{m}_{зав} = 0,55 \div 0,75$).

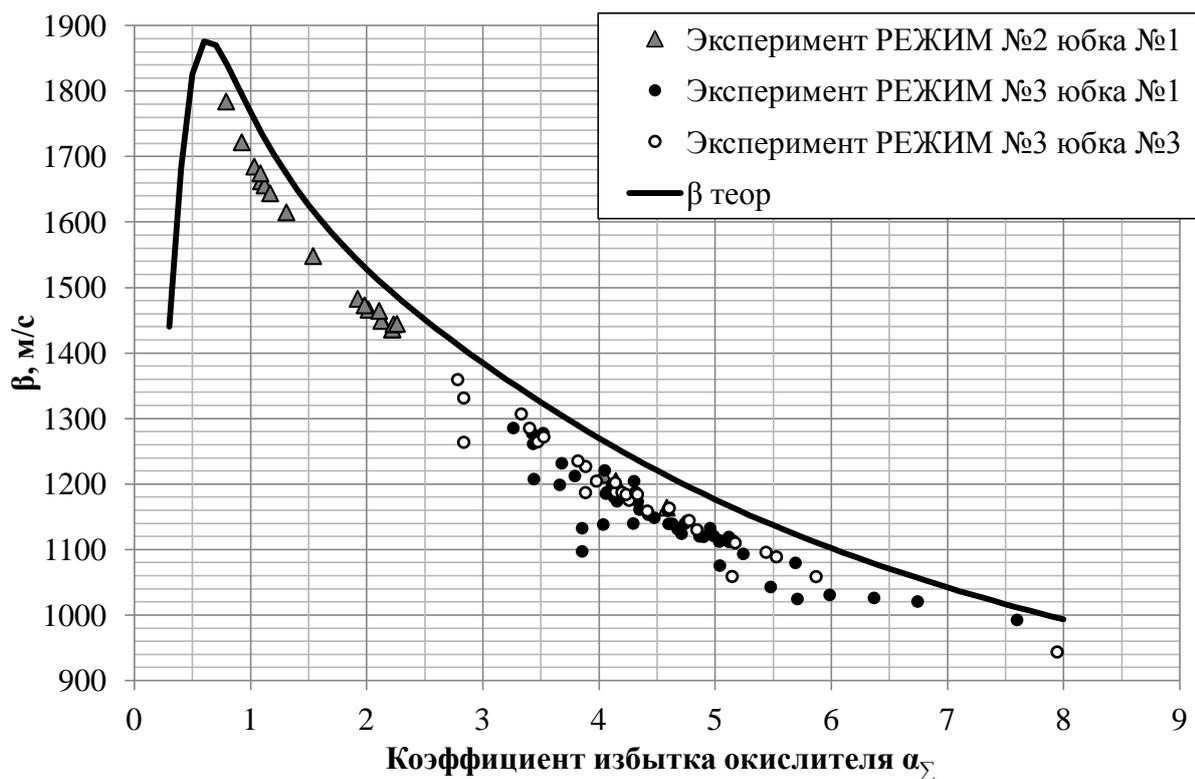


Рисунок 12. Зависимость расходного комплекса β от суммарного коэффициента избытка окислителя в КС на различных режимах

Реверсивная подача компонентов, создающая восстановительную среду вблизи огневого днища, позволяет провести более длительные эксперименты (продолжительность пуска 2...5 с). Используется конструкция №1 юбки из различных материалов. С использованием юбки из БрХ0,8 проведено 22 пуска на 2-ом этапе экспериментального исследования общей продолжительностью 62 с, из материала 12Х18Н10Т только 3 эксперимента с суммарным временем 7 с. Показано, что использование материала БрХ0,8 для юбки позволяет работать на более жестких режимах по соотношению компонентов на форсунках (большие температуры около огневого днища) и с большим временем подачи компонентов.

С увеличением расхода на завесное охлаждение и увеличении суммарного коэффициента избытка окислителя наблюдается снижение значения расходного комплекса β .

На 2-ом и последующем этапах эксперимента производилось измерение тяги (рисунок 13) с помощью СИУ.

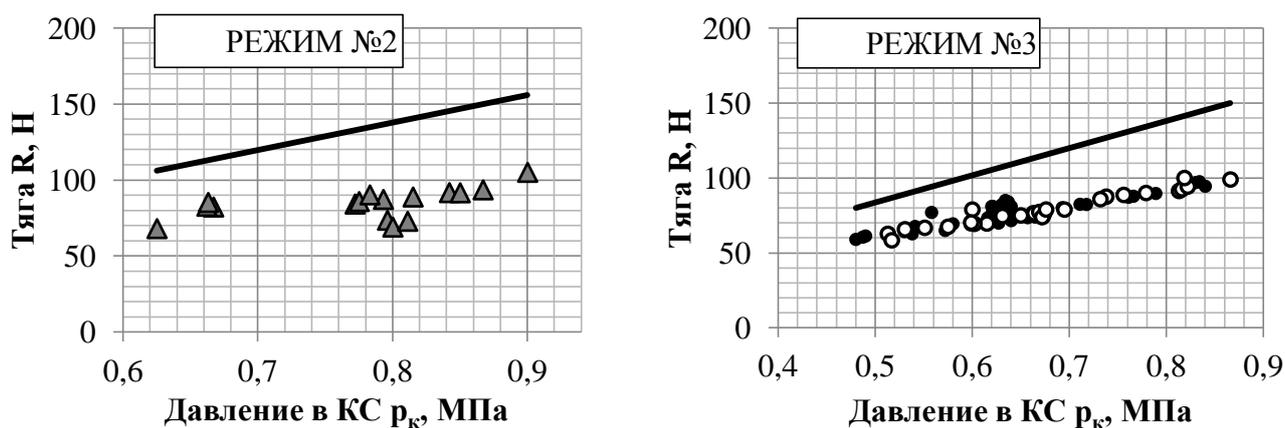


Рисунок 13. Экспериментальные зависимости тяги двигателя от давления в КС на различных режимах по коэффициенту избытка окислителя и суммарному расходу компонентов (линия - пустотное значение тяги двигателя с укороченным соплом)

Проведенный пересчет измеренной тяги на пустотное значение для полноразмерного сопла показал, что для полученных в ходе экспериментов давлений в КС $p_k = 0,6...0,9$ МПа ее величина составит соответственно $R^{vac} = 120...188$ Н.

На третьем этапе (режим №3) экспериментов исследовались характеристики двигателя при подаче полного расхода кислорода в завесу охлаждения, изменялись суммарные расходы компонентов и соотношение компонентов. Исследовалось влияние формы и материала юбки на эффективность работы двигателя.

После серии экспериментов обнаружено, что конфузорные выходные сопла форсунок (конструкция №3) позволяют отодвинуть фронт пламени и снизить уровни температур вблизи огневого днища. Использование такой формы юбки способствовало уменьшению обгорания острой кромки юбки по сравнению с конструкцией №1 из-за большей толщины материала и меньшего угла

заострения. Применение материала БрХ0,8 для юбки позволяет проводить более длительные эксперименты. Однако явных преимуществ использования сферической юбки (конструкция №3) для повышения эффективности двигателя по сравнению с конической (конструкция №1) не отмечено.

Также в этой главе диссертации проведено количественное и качественное сравнение и анализ численных и натуральных экспериментов. Сравнение проводилось для конкретных случаев с полученными в ходе экспериментов расходами компонентов (таблица 2).

Таблица 2. Сравнение расчетных и экспериментальных характеристик двигателя.

| Юбка/ режим работы | Констр. 1/ режим №2 | | Констр. 1/ режим №2 | | Констр. 1/ режим №2 | | Констр. 3/ режим №3 | |
|--------------------------|---------------------|-------|---------------------|-------|---------------------|------|---------------------|-----------|
| | р | экс | р | экс | р | экс | р | экс |
| $\alpha_{форс}$ | 1,01 | 1,01 | 0,89 | 0,89 | 0,17 | 0,17 | 0 | 0 |
| α_{Σ} | 4,1 | 4,15 | 2,23 | 2,22 | 0,8 | 0,79 | 4,31 | 4,23-4,33 |
| $\bar{m}_{зав}$ | 0,71 | 0,71 | 0,54 | 0,54 | 0,6 | 0,6 | 0,945 | 0,94-0,95 |
| \dot{m}_{Σ} , г/с | 65,6 | 65,6 | 61,64 | 61,69 | 61,6 | 60,3 | 64 | 63,9-64,6 |
| p_k , МПа | 0,685 | 0,663 | 0,77 | 0,81 | 0,896 | 0,9 | 0,676 | 0,66-0,67 |
| Расхождение, % | 3,21 | | 5,19 | | 0,45 | | <1,8 | |

Расхождение результатов численного моделирования с экспериментом по давлению в КС составляет менее 6%. Приведенные данные свидетельствуют об удовлетворительном согласовании расчетных и экспериментальных значений.

Качественная оценка полученных в ходе численного моделирования данных по распределению температур и результаты экспериментальных данных подтверждают достоверность разработанной математической модели. Полученные в численном моделировании зоны повышенных температур вблизи огневого днища и стенок камеры сгорания при работе на режиме №2 подтвердились оплавлением острой кромки юбки и крепежных элементов в ходе проведения экспериментов и появлением пятен уноса материала покрытия со стенок КС (рисунки 14,15).

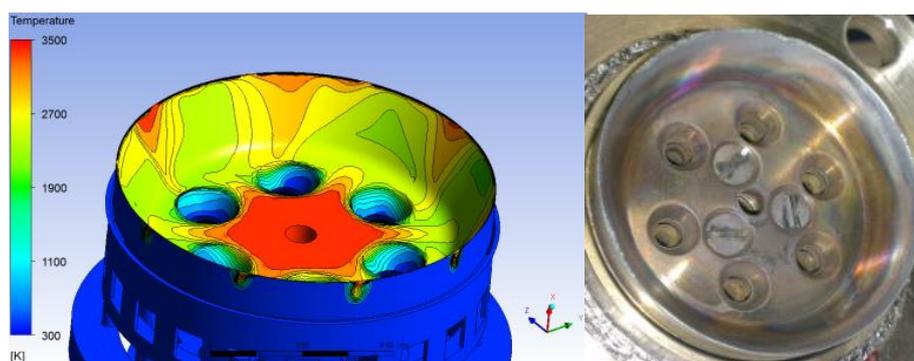


Рисунок 14. Состояние юбки при рабочем режиме №2(справа) и распределение температур газа вблизи огневого днища

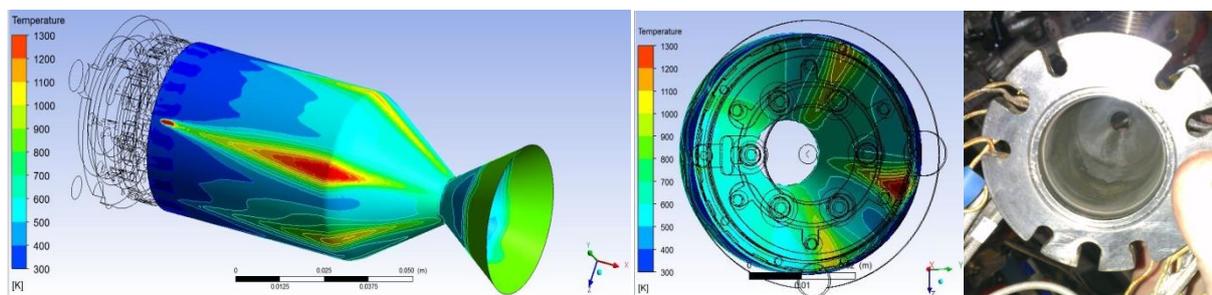


Рисунок 15. Стенки камеры сгорания при рабочем режиме №2 (справа) и поле распределения температур газа вблизи стенки КС

Моделирование горения в КС с $L_{np}=0,463\text{м}$ для режима №3 указало на наличие пятна высокотемпературных газов вблизи критического сечения. В экспериментах с использованием такой КС и юбки конструкции №1 обнаружен унос материала в области критического сечения КС (рисунок 16).

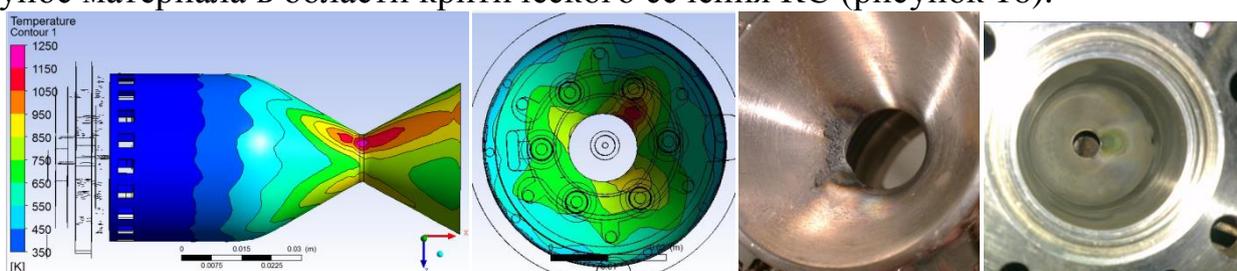
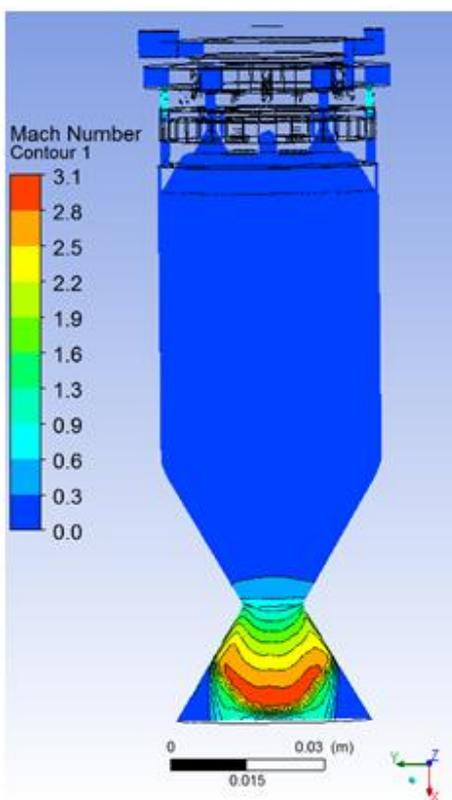
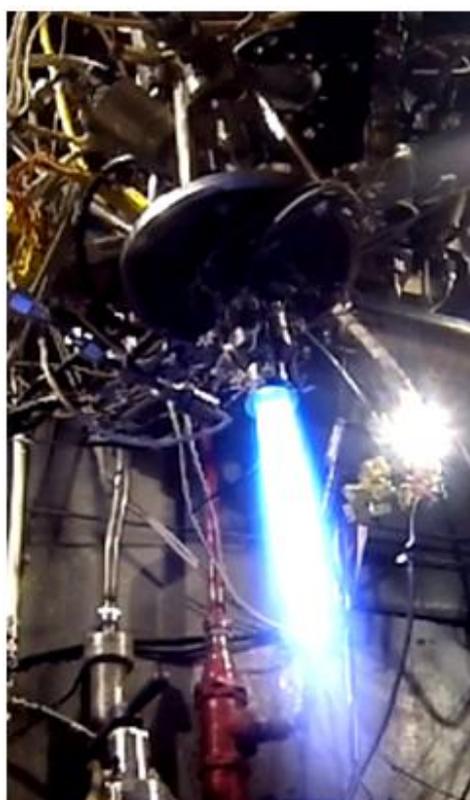


Рисунок 16. Результаты численного и натурального эксперимента двигателя ($L_{np}=0,463\text{м}$) на режиме подачи компонентов №3

В ходе проведения экспериментов наблюдался вход скачка уплотнения в сопло, так как двигатель работал на режимах с давлением в КС ($p_k < 1\text{ МПа}$) ниже расчетного.



Положение скачка уплотнения обнаружено в ходе численного моделирования (рисунок 17).

Дополнительным характерным качественным признаком удовлетворительного согласования результатов численного и натурального экспериментов стало наличие на кромках юбок повторяю-

Рисунок 17. Скачок уплотнения

щихся пятен перегрева и потемнения материала (рисунок 18). Указанные места перегрева находятся напротив входных каналов завесы. Видимо здесь образуются зоны с соотношением компонентов, близким к стехиометрическому, при смешении восстановительного ядра и кислорода, идущего по каналам завесы.

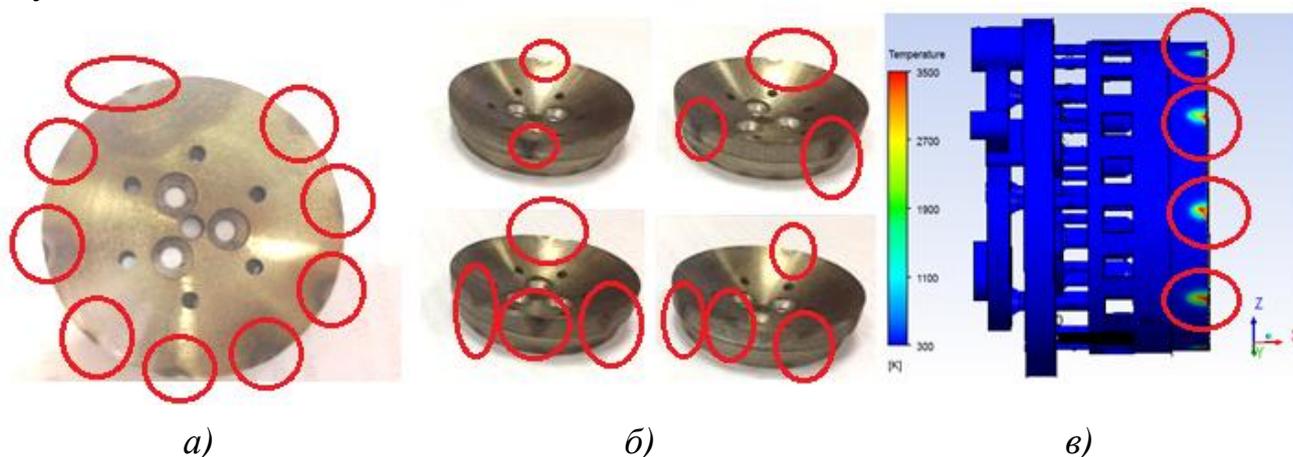


Рисунок 18. Пятна перегрева на юбке (выделены красным):
 а) юбка, вид со стороны КС; б) юбка, с четырех сторон;
 в) распределение температур по расчетной области

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ И ВЫВОДЫ

1. Разработана математическая модель и методика моделирования рабочих процессов в смесительной головке и камере сгорания РДМТ с использованием газообразного кислородно-метанового топлива в трехмерной постановке на базе пакета ANSYS CFX. Выработан алгоритм численного исследования рабочих процессов в РДМТ.

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

2. Разработан и создан экспериментальный РД, работающий на газообразном кислородно-метановом топливе. Особенности конструкции разработанного РДМТ позволяют проводить измерения необходимых параметров: расходов компонентов, давления перед смесительной головкой и в КС, температуры внешней поверхности камеры сгорания, тягу двигателя. Проведены огневые стендовые испытания разработанного РДМТ с использованием только завесного охлаждения газообразным кислородом. Верификация математической модели кратковременными пусками позволила уточнить значение модельного эмпирического коэффициента $B=0,5 \dots 1,0$.

3. Полученные результаты моделирования удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными, в том числе и по газогенераторному режиму. Разработанная математическая модель и методика расчета позволяют:

- выбрать геометрию смесительной головки и камеры сгорания для заданного удельного импульса и рабочей температуры стенки;
- для выбранной геометрии конструкции головки найти расходы на форсунки и в завесу, обеспечивающие наибольший удельный импульс при температуре стенки, равной максимальной рабочей температуре материала;
- выбрать компонент топлива для использования в завесном охлаждении.

4. По результатам проведенного расчетно-экспериментального исследования выработаны рекомендации для создания РДМТ на газообразных компонентах кислородно-метанового топлива: применение юбок криволинейной формы из теплопроводных материалов для защиты огневого днища; создание восстановительного ядра потока в совокупности с использованием газообразной кислородной завесы; подача метана по периферии форсуночных элементов для создания восстановительного слоя вблизи огневого днища.

Публикации по теме диссертационной работы*:

1. Коватева, Ю.С. Жидкостной ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан - разработка, проектирование, испытания и анализ полученных результатов [Текст] / Ю.С.Коватёва, ¹А.Г.Воробьев, И.Н.Боровик, А.Н.Хохлов, И.С.Казеннов // Вестник МАИ, т. 18, №3.-М: МАИ, 2011. – С.45-54

2. Коватева, Ю.С. Оценка теплового состояния камеры сгорания ЖРДМТ, работающего на экологически чистых компонентах топлива [Электронный ресурс] / Ю.С.Коватева, Д.Ю.Богачева // Электронный журнал «Труды МАИ», выпуск №65 (19 июня 2013г). URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=40191>

3. Воробьев, А.Г. Разработка, производство и испытания экспериментальных ЖРД МТ в МАИ [Текст] / А.Г.Воробьев, В.В.Терентьев, Ю.С.Коватева // Проблема и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. – Самара: СГАУ, 2011. В 2 Ч. Ч. 2. – С. 151-154.

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

5. Коватева, Ю.С. Математическое моделирование теплового и напряженно-деформированного состояния стыковочного узла УКММ С-Si/металл для соединения композиционная камера сгорания - металлическая смесительная головка ЖРДМТ [Текст] / Ю.С.Коватева, А.Г.Воробьев, И.Н.Боровик // 10-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2011»: Сборник тезисов докладов. 8-10 ноября 2011. Москва. – Спб.: Мастерская печати, 2011. – С.180

* представленные по теме диссертации работы опубликованы под девичьей фамилией автора Коватева, в замужестве Чудина (свидетельство о заключении брака от 06.09.2013г. серия П-АН №649619).

6. Коватова, Ю.С. Оценка теплового состояния камеры сгорания ЖРДМТ, работающего на экологически чистых компонентах топлива [Текст] / Ю.С.Коватова, Д.Ю.Богачева // 11-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2012»: Сборник тезисов доклада. 13-15 ноября 2012г. Москва. – СПб.: Мастерская печати, 2012. – С. 194-195

7. Коватова, Ю.С. Математическая обработка и графическое отображение результатов огневых экспериментов при исследовании внутрикамерных процессов в жидкостном ракетном двигателе малой тяги, работающем на газообразных метане и кислороде [Программа] / Ю.С. Коватова, Д.Ю. Богачева // Программа для ЭВМ. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2013615725 от 19 июня 2013г.