

На правах рукописи



Широков Игорь Николаевич

Облик сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания твёрдого топлива

Специальность 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва - 2018

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

Научный руководитель: д.т.н., профессор Абашев Виктор Михайлович

Официальные оппоненты:

- Черкасов Сергей Гелиевич, д.ф-м.н., Государственный научный центр Российской Федерации - федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», главный научный сотрудник;
- Иванькин Михаил Анатольевич, к.т.н., Государственный научный центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», начальник отдела.

Ведущая организация:

Открытое акционерное общество «Научно-исследовательское предприятие гиперзвуковых систем».

Защита состоится « 4 » июня 2018 г. в 15:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» <https://mai.ru/upload/iblock/b49/Dissertatsiya.pdf>

Автореферат разослан «__» _____ 2018 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
д.т.н., проф.



Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

В настоящее время большое значение придаётся развитию сверхзвуковых технологий в аэрокосмической технике. Это объясняется тем, что высокоскоростные летательные аппараты способны развивать скорость, соответствующую числу Маха $M \geq 5,0$. Преимущество в скорости позволяет летательному аппарату преодолевать большие расстояния в короткие сроки. Такие высокоскоростные летательные аппараты могут использоваться для эффективного вывода объектов в космос в качестве космопланов (летательных аппаратов, способных взлетать и приземляться, как обычные авиалайнеры), в качестве транспортных аппаратов и т.д.

Основу силовых установок высокоскоростных летательных аппаратов составляют ракетно-прямоточные двигатели (РПД). Они обладают гораздо более высоким показателем эффективности по сравнению с ракетными двигателями, за счёт использования атмосферного воздуха в качестве окислителя. РПД имеют удельный импульс более 10000 м/с. Эта характеристика значительно превосходит соответствующий параметр любого из существующих химических ракетных двигателей. В РПД реализуются преимущества как ракетного, так прямоточного воздушно-реактивного двигателей. А именно, высокие тяговые характеристики на стартовом режиме и экономичность на маршевом режиме. Поэтому развитие РПД и его элементов является одним из наиболее актуальных направлений для решения задач по увеличению дальности и скорости полета летательных аппаратов, применяемых в атмосфере.

Основная проблема, которая возникает при проектировании РПД – сложность организации процессов сверхзвукового смешения компонентов топлива и горения в камере сгорания, а также их недостаточная эффективность. Необходимость организации «сверхзвукового» смешения компонентов топлива в камере сгорания летательного аппарата объясняется тем, что тормозить поток воздуха до скорости $M < 1$ в таких двигателях неэффективно. Значительно

возрастают потери полного давления в воздухозаборном устройстве и температура конструкции. Поэтому в летательных аппаратах, работающих на скоростях $M \geq 5$, приходится организовывать подвод в камеру сгорания сверхзвукового потока воздуха, что значительно осложняет организацию процессов смешения и дожигания в камере сгорания такого двигателя.

Один из возможных способов решения данной проблемы – разработка более совершенных конструкций, например, использование многоконтурных прямоточных камер сгорания. Именно этот способ и рассмотрен в настоящей диссертационной работе.

Научные исследования в этом направлении проводятся диссертантом с 2011 г.

Цель и задачи диссертации

Целью работы является разработка облика сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания на основе исследования процессов смешения компонентов топлива, горения (дожигания) в камере сгорания и разработки инженерной методики, позволяющей определить рациональные конструктивные решения.

Для этого необходимо было решить следующие задачи:

1. Разработать модельную установку для проведения экспериментальных исследований рабочего процесса в сверхзвуковых двухконтурных камерах сгорания.

2. Разработать методику, алгоритм и программу проектирования горелки, моделирующей горение заряда твердого топлива.

3. Провести экспериментальные исследования модельной установки.

4. Выполнить расчётно-теоретические исследования модельной камеры сгорания в программном комплексе ANSYS.

5. Провести верификацию расчетных и экспериментальных данных

6. На основе анализа полученных расчетных и экспериментальных результатов, определить геометрические параметры, оказывающие основное

влияние на рабочий процесс в камере сгорания, и выбрать безразмерные критерии проектирования. Сформировать облик сверхзвуковой камеры сгорания.

7. Разработать инженерную методику, алгоритм и программу определения рациональных геометрических размеров облика сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.

Научная новизна результатов исследований

В соответствии с поставленными в работе задачами, автором получены следующие научные результаты, обладающие научной новизной и выносимые на защиту:

1. Облик сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.
2. Инженерная методика определения рациональных геометрических размеров облика сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.
3. Модельная установка для проведения экспериментальных исследований сверхзвуковых двухконтурных камер сгорания.
4. Результаты расчётно-теоретических исследований модельной камеры сгорания.
5. Рекомендации по проектированию сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.

Предмет и объект исследований

Предмет исследований – параметры рабочего процесса в сверхзвуковой двухконтурной камере сгорания.

Объекты исследований – сверхзвуковая двухконтурная камера сгорания.

Методология и методы исследования

Достижение поставленных целей осуществляется путем расчетно-экспериментальных исследований. Расчеты проводятся как с помощью инженерных методик, так и с использованием численных методов решения системы уравнений Навье-Стокса. Эксперименты выполнялись на модельной аэродинамической установке и на стенде «Сверхзвукового горения».

Достоверность результатов

Определяется корректностью поставленных задач, проведенными экспериментальными исследованиями и успешной верификацией выбранной математической модели.

Практическая значимость результатов исследований

Практическая ценность результатов заключается в том, что подтверждена перспективность и целесообразность дальнейшего исследования сверхзвуковых двухконтурных камер сгорания. Даны рекомендации по проектированию сверхзвуковых двухконтурных камер сгорания. Разработана инженерная методика для получения облика сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.

Результаты работы использованы в учебном процессе МАИ.

Положения, выносимые на защиту

1. Инженерная методика для получения облика сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.
2. Результаты расчетных и экспериментальных исследований сверхзвуковых двухконтурных камер сгорания.
3. Рекомендации по проектированию конструкций сверхзвуковых двухконтурных камер сгорания.

Вклад автора в проведенное исследование

Автор являлся разработчиком и ответственным экспериментатором представленных расчетно-экспериментальных исследований, входящих в тематические планы и технические задания МАИ. Из публикаций в диссертацию включены результаты, полученные автором самостоятельно и при его непосредственном участии со своими руководителями и коллегами. Содержание диссертации и автореферата обсуждено и согласовано со всеми соавторами.

Реализация работы

Результаты исследований, проведенных автором, внедрены в учебный процесс МАИ.

Апробация работы

Результаты работы по мере их получения были доложены на 3 конференциях, 2 из которых являются международными, 1 – всероссийской:

1. Инновации в авиации и космонавтике. Москва, 2012 г.
2. Авиация и космонавтика. Москва, 2012 г.
3. Авиация и космонавтика. Москва, 2013 г.

Публикации

По теме диссертации опубликовано 6 научных трудов, 3 из них - в рецензируемых научных изданиях.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, четырех глав, выводов, списка литературы из 91 наименований, содержит 82 рисунков, 23 таблиц. Общий объем работы 115 страниц, включая рисунки и таблицы.

В первой главе приведен обзор отечественной и зарубежной литературы по камерам сгорания ракетно-прямоточных ракетных двигателей. Рассмотрены различные конструктивные схемы, особенности рабочего процесса, методы проведения аэродинамического эксперимента и моделирования внутрикамерных процессов. Представлен анализ особенностей и преимуществ конструктивных схем двухконтурных и многоконтурных камер сгорания, сформулированы задачи исследования.

В первой части приведен обзор схем камер сгорания. Большой вклад в развитие теории рабочего процесса и практического применения таких двигателей внесли: Ерохин Б.Т., Сорокин В.А., Яновский Л.С., Прудников А.Г. и др. Выделены особенности сверхзвуковых двигателей и их потенциальные преимущества. Сформирован перечень основных проблем, с которыми приходится сталкиваться при разработке данного типа двигателей:

1. Аэродинамический нагрев летательного аппарата.
2. Недостаточная эффективность процессов сверхзвукового смешения и горения в камере сгорания. Скорость течения газа в камере прямоточного

двигателя может достигать 300 м/с, что ведёт к малому времени пребывания топлива внутри камеры сгорания и снижению полноты сгорания.

3. Применение атмосферного воздуха в качестве рабочего тела определяет сильное влияние параметров воздушного потока на процессы внутри камеры. Следствием это является необходимость проектирования ПВРД и РПД в виде интегрированной с летательным аппаратом системы.

Далее рассмотрены принципиальные схемы камер сгорания существующих ракетных двигателей. В результате анализа литературных источников показано, что одним из возможных путей совершенствования и развития сверхзвуковых РПД является использование перспективных прямоточных сверхзвуковых двухконтурных камер сгорания. Развитию этого научного направления посвящены работы: Прудникова А.Г., Подвального А.М., Щетинкова Е.С. и др. Проведен анализ принципа работы сверхзвуковых двухконтурных камеры сгорания. Обозначены преимущества данных камер в сравнении одноконтурными камерами. Основным достоинством двухконтурных камер является то, что они имеют больший коэффициент донной тяги в сравнении с соплом Лавалья, при условиях критической скорости и давления воздушного потока на входе в камеру и постоянства (изобаричности) его давления вдоль расширяющейся части камеры. Это соответствует условию равенства скоростей линейного расширения площади камеры и площади вытеснения ядра воздушного потока вихревым тепловым клином вида:

$$\frac{dF_x}{dx} = \frac{dF_K^*}{dx} \quad (1)$$

где $F_K^* = \int \left(1 - \frac{1}{\theta_K \cdot m_K}\right) \cdot \gamma_K \cdot dF_K$ – площадь вытеснения ядра потока камеры второго контура; F_K – площадь камеры второго контура; γ_K – вероятность появления в произвольной точке сечения камеры продуктов горящего погранслоя; $\theta_K = \frac{T_K}{T_0}$ – отношение температуры продуктов горения в горящем слое камеры к температуре ядра «холодного» воздушного потока в этом же сечении камеры, или параметр перегрева продуктов камеры; $m_K = \frac{U_0}{U_K}$ – отношение скорости «холодного»

воздушного потока к скорости продуктов горения в горящем слое камеры, или параметр спутности продуктов горения камеры.

Крайне важно отметить, что рассмотренные схемы конструктивных решений не были проверены экспериментально и не имеют чёткой методологии. Поэтому одной из основных задач настоящей работы было проведение экспериментов, расчётно-теоретических исследований и анализ полученных результатов.

Важной частью любого двигателя является источник, из которого он получает энергию. Поэтому в следующем подразделе были рассмотрены перспективы развития твердых топлив, которые могут быть использованы в сверхзвуковых двухконтурных камерах сгорания. Анализ литературных источников показал, что наиболее предпочтительными для использования в реальных изделиях являются:

- пастообразные топлива;
- топлива на основе полиэтилена, в частности, твердое легкоплавкое углеводородное горючее (твердый керосин);
- топлива с содержанием бора.

Для оценки основных параметров сложных внутрикамерных процессов были рассмотрены экспериментальные и теоретические методы, которые позволяют исследовать процессы горения и смещения газов в сверхзвуковых камерах. В настоящей работе были использованы две установки: «Модельная аэродинамическая установка (МАУ)» и стенд «Сверхзвукового горения». Газодинамические расчеты проводились с помощью CAE-системы ANSYS. В конце первой главы, на основе проведенного анализа литературных источников, сформулированы задачи исследования:

Во второй главе приведена разработка модели сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.

Объектом исследования является схема сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания, показанная на рисунке 1.

Особенность данной схемы заключается в организации двух взаимодействующих контуров газовых потоков. Внутренний контур образован

горячими продуктами сгорания заряда и находится между уступами 7 и 8 в центральной части камеры. Наружный контур находится около внутренней поверхности корпуса камеры и образован сверхзвуковым воздушным потоком, поступающим из воздухозаборного устройства. Следует отметить, что численное значение температуры сверхзвукового потока воздуха меньше температуры продуктов сгорания топлива в камере. Поэтому, условно называем этот поток «холодным».

Сверхзвуковой «холодный» поток воздуха одновременно защищает корпус камеры от воздействия больших тепловых потоков и взаимодействует с дозвуковым потоком горячих продуктов сгорания твёрдого топлива. Между этими потоками образуется область отрывной зоны вихревых обратных токов, в которой происходит дожигание продуктов сгорания.

Для экспериментальной отработки вышеуказанной схемы была разработана модель сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания (рис. 2, 3).

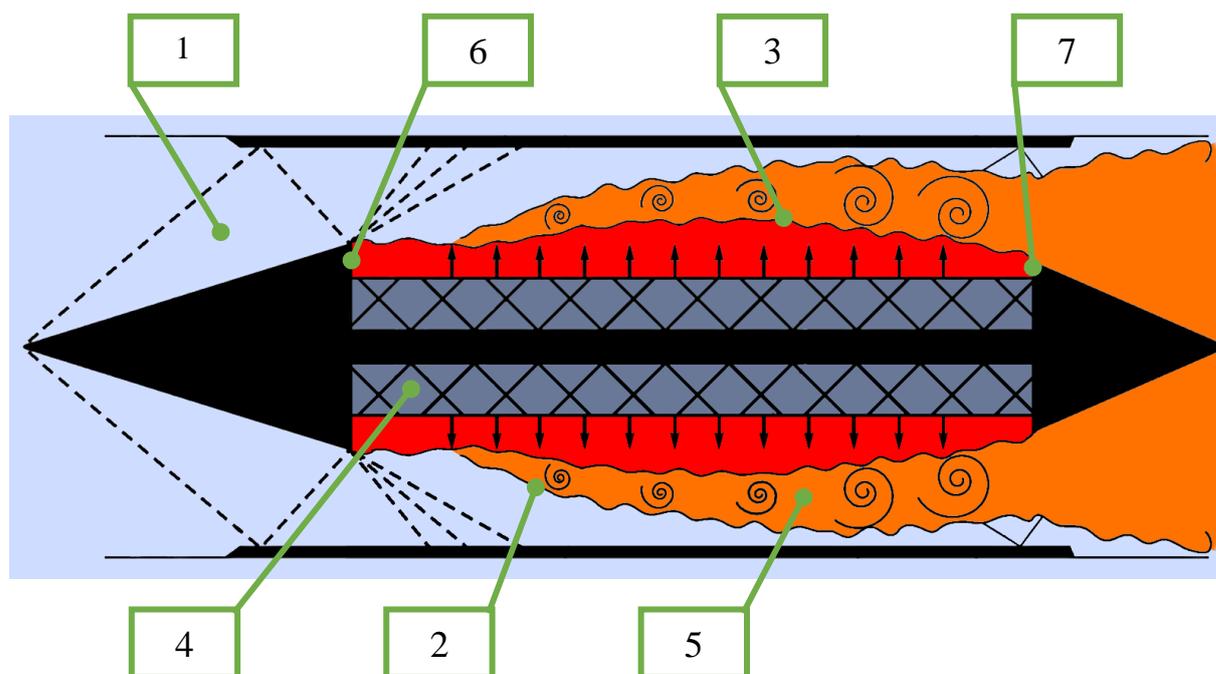
Характеристики потока в экспериментальной камере сгорания: число Маха на входе $M=1,75\dots 2,5$; температура торможения до $T=1800$ К. Камера снабжена окнами с пропусканием в ультра-фиолетовой области спектра для оптических наблюдений. Стабилизация горения осуществляется внезапным расширением канала с образованием отрывной зоны потока, куда подаются продукты неполного сгорания топлива (либо имитация таковых). Установка имеет возможность изменения типа топливных эжекторов и геометрии камеры дожигания: высоты воздушного канала, конфигурации расширения канала.

В третьей главе приведены расчетно-теоретические исследования рабочего процесса в сверхзвуковой двухконтурной камере сгорания.

В модуле ANSYS DesignModeler была создана расчётная модель (рис. 4). Она состоит из внутреннего объёма 1 и присоединённого объёма 2. Внутренний объём 1 повторяет геометрию камеры исходной схемы. Присоединённый объём 2 нужен для улучшения сходимости решения и моделирует выход смеси газов в атмосферу.

Проведены расчетные исследования в системе ANSYS. В качестве моделей использовались подсистемы: Laminar Flamelet Model – для горения; Shear Stress

Transport – для турбулентности. В ходе численного моделирования было выполнено 36 расчётов, в которых варьировалось 4 параметра: скорость подачи горючего, высота $h_{гор}$ горла, высота $h_{уступа 1}$ первого уступа и длина L камеры. Высота второго уступа при проведении численного моделирования оставалась постоянной.



- 1 – канал от воздухозаборного устройства; 2 – граница сверхзвукового потока воздуха; 3 – граница продуктов сгорания заряда; 4 – заряд твёрдого топлива (горючего); 5 – область отрывной зоны вихревых обратных токов; 6 – первый уступ; 7 – второй уступ.

Рисунок 1 – Конструктивная схема сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания на встречных струях с термогазоаэродинамическим соплом.

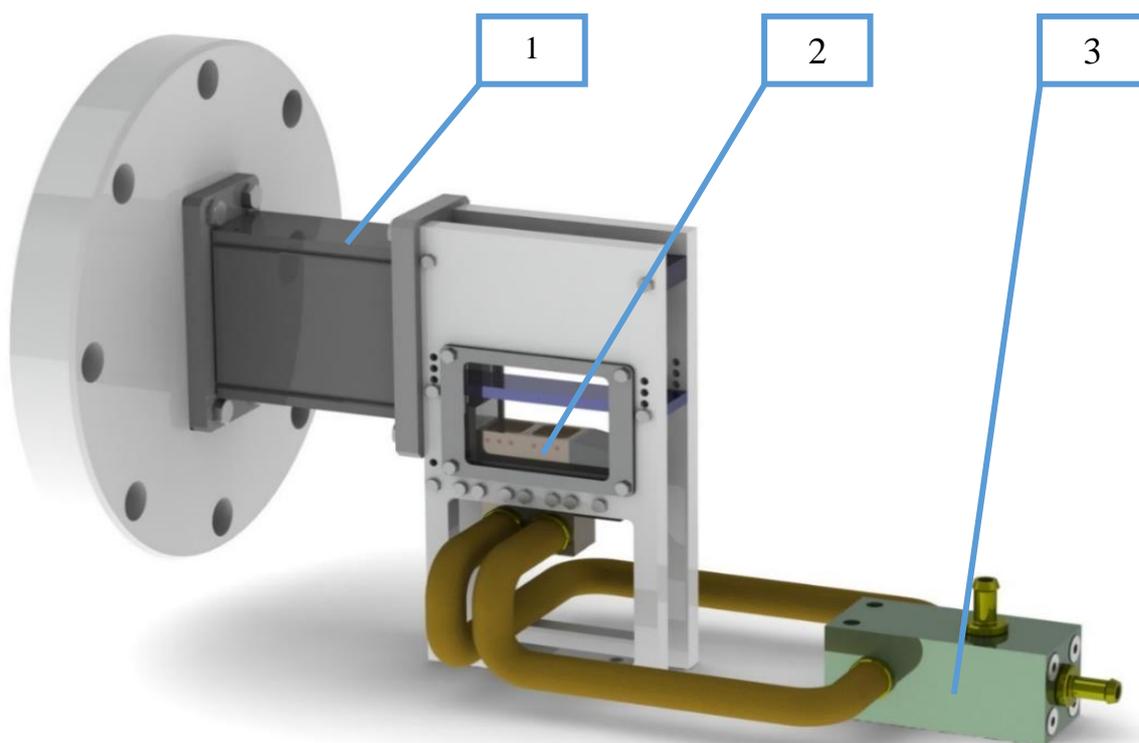
Выбраны безразмерные критериальные зависимости, характеризующие основные параметры газового потока и геометрию камеры сгорания. Построены критериальные функциональные зависимости (рис. 5-7), из которых следует:

1. Наибольшее влияние на давление за первым уступом оказывает скорость подачи горючего. При увеличении высоты уступа наблюдается плавное уменьшение давления за уступом. Длина камеры на исследуемый параметр существенного влияния не оказывает.

2. Температура в зоне первого уступа зависит от расхода горючего и превышает рабочую температуру стали. Поэтому в данной зоне рекомендуется

использовать теплозащитное покрытие. С увеличением величины расхода горючего происходит осевое смещение ядра горения в сторону сопла.

3. Температура обечайки находится в допустимых пределах для всех исследуемых параметров. Наблюдается активное охлаждение стенки набегающим сверхзвуковым потоком воздуха.



1 – плоское сопло-решетка; 2 – камера сгорания; 3 – блок предварительного смешения.

Рисунок 2 – Модельная установка (3D – модель)

В четвертой главе приведены экспериментальные исследования рабочего процесса в сверхзвуковой двухконтурной камере сгорания.

Исследования показали, что конструкция модельной камеры сгорания позволяет проводить исследования процессов дожигания. Кроме этого, была подтверждена возможность организации горения и дожигания за уступом в сверхзвуковой камере сгорания, определены предельные расходы (срыв горения) при заданных параметрах на входе в камеру дожигания. Подучено, что в предсопловой части камеры формируется присоединенный скачок уплотнения (рис. 8, 9), оказывающий существенное влияние на характеристики рабочего

процесса и условия горения. Этот скачок имеет свойство перемещаться в осевом направлении, в зависимости от изменения начальных условий газового потока через горло, изменения геометрии камеры и условий подачи горючего.

Выполнена верификация данных (рис. 8-10), основанная на сравнении результатов численного моделирования с экспериментальными данными. В месте образования скачка присоединения структуры течения, полученные при численном моделировании, незначительно отличаются от экспериментальных. При этом концентрация радикала OH, которая определяет зоны горения, рассчитанная в системе ANSYS, удовлетворительно совпадает с экспериментом.

Ошибка по давлению не превысила 16,5%. Это подтверждает адекватность и правильность выбранных для численного моделирования граничных условий и моделей (турбулентности, горения).

В заключительной части диссертационной работы была разработана методика расчета облика сверхзвуковой двухконтурной камеры. Она содержит комплекс расчетно-экспериментальных безразмерных функциональных зависимостей, полученных в работе. К ним относятся: отношение высоты горла к высоте первого уступа ($h_{\text{горла}}/h_{\text{уступа}}$), отношение высоты горла к длине камеры ($h_{\text{горла}}/L_{\text{камеры}}$), отношение температуры в зоне первого уступа к рабочей температуре материала ($T_{\text{уступа}}/T_{\text{рабочая}}$), отношение температуры обечайки к рабочей температуре материала ($T_{\text{обечайки}}/T_{\text{рабочая}}$) и отношение скорости на выходе из сопла к скорости потока обтекающего наружную часть обечайки ($V_{\text{сопла}}/V_{\text{наружная}}$). Методика основана на выборе допустимых значений газодинамических характеристик в горле и геометрических параметров камеры сгорания. Под допустимыми соотношениями понимаются численные значения функций, обеспечивающих стабильное горение и работоспособность камеры.

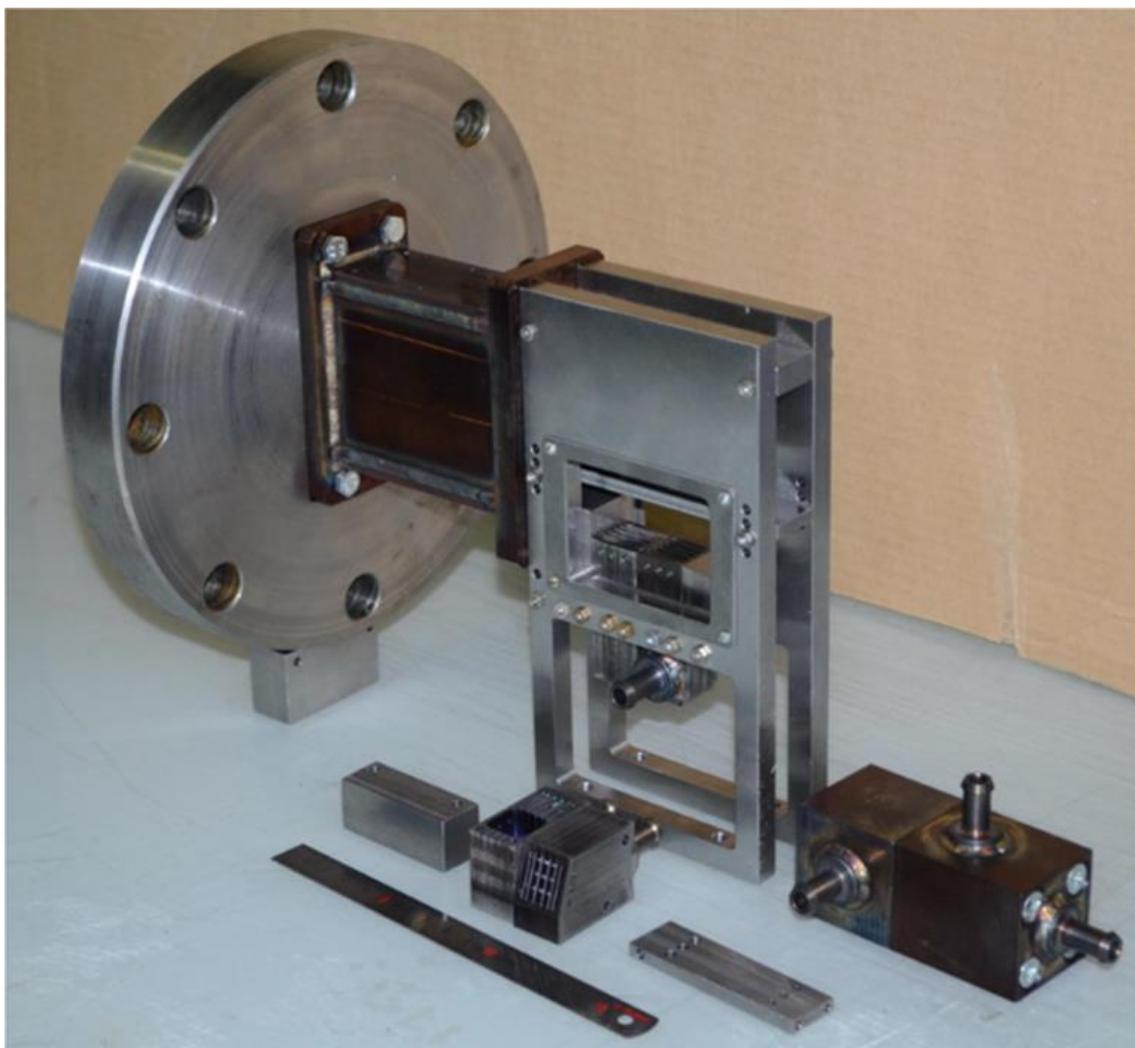
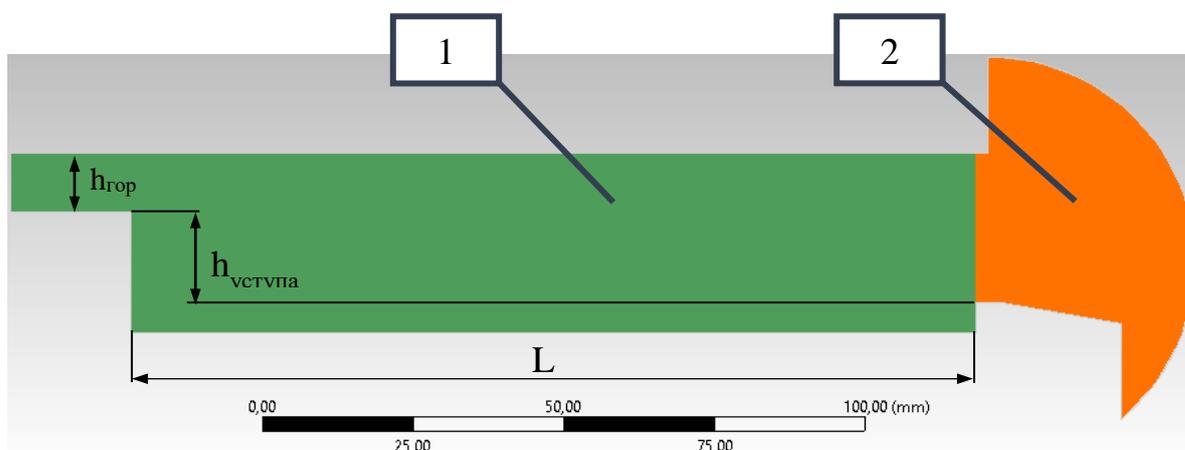


Рисунок 3 – Модельная установка (фотография)



1 – внутренний объём; 2 – присоединённый объём.

Рисунок 4 – Геометрия расчётной модели

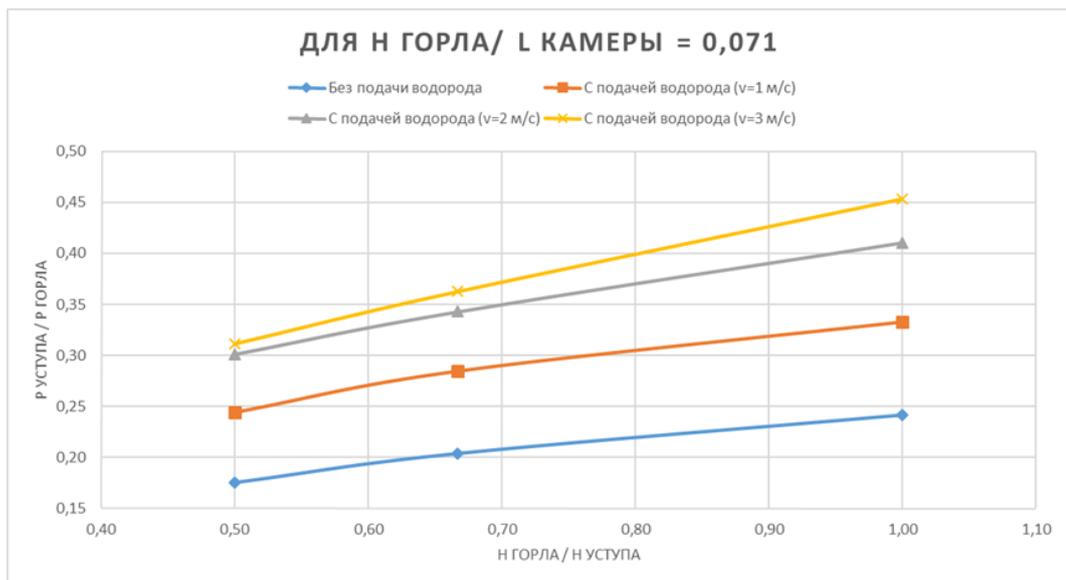
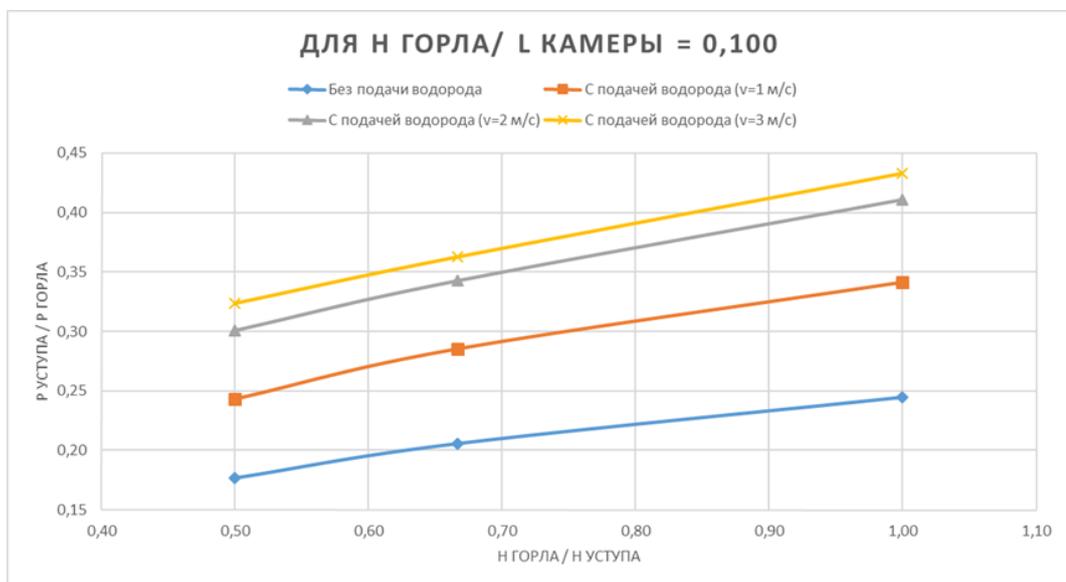
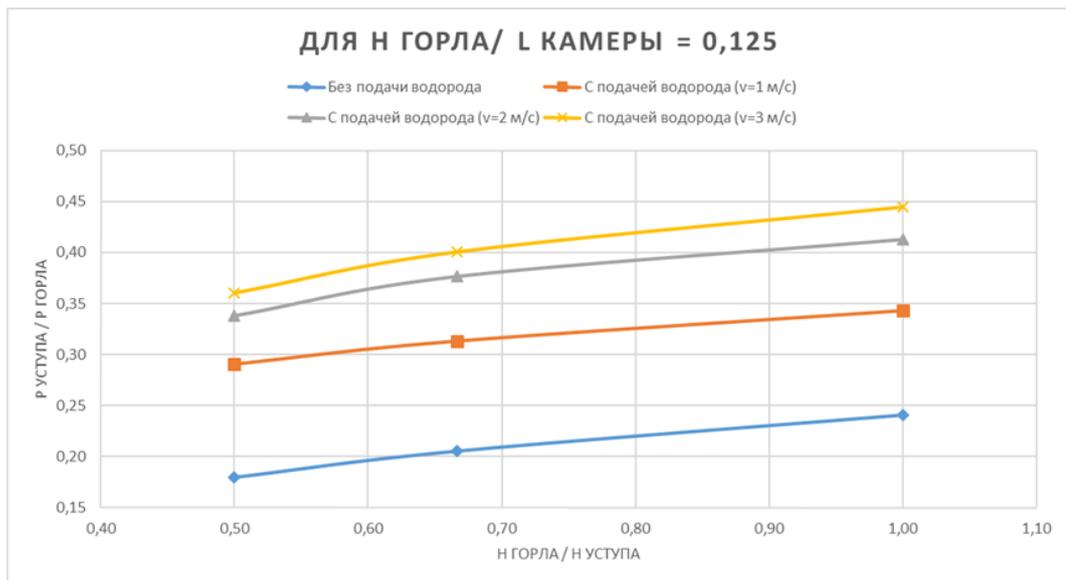


Рисунок 5 – Отношение давлений $p_{\text{уступа1}}/p_{\text{горла}}$ в зависимости от отношения высот $h_{\text{горла}}/h_{\text{уступа}}$, где $p_{\text{уступа1}}$ - давление за первым уступом, $p_{\text{горла}}$ - давление в горле, $h_{\text{горла}}$ - высота горла, $h_{\text{уступа1}}$ - высота первого уступа; $L_{\text{камеры}}$ - длина камеры.

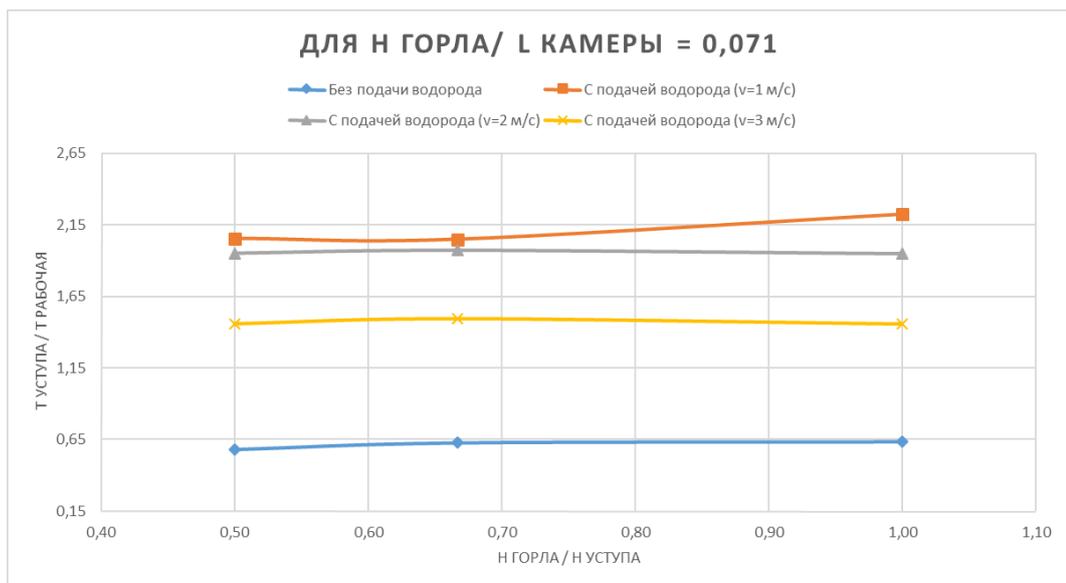
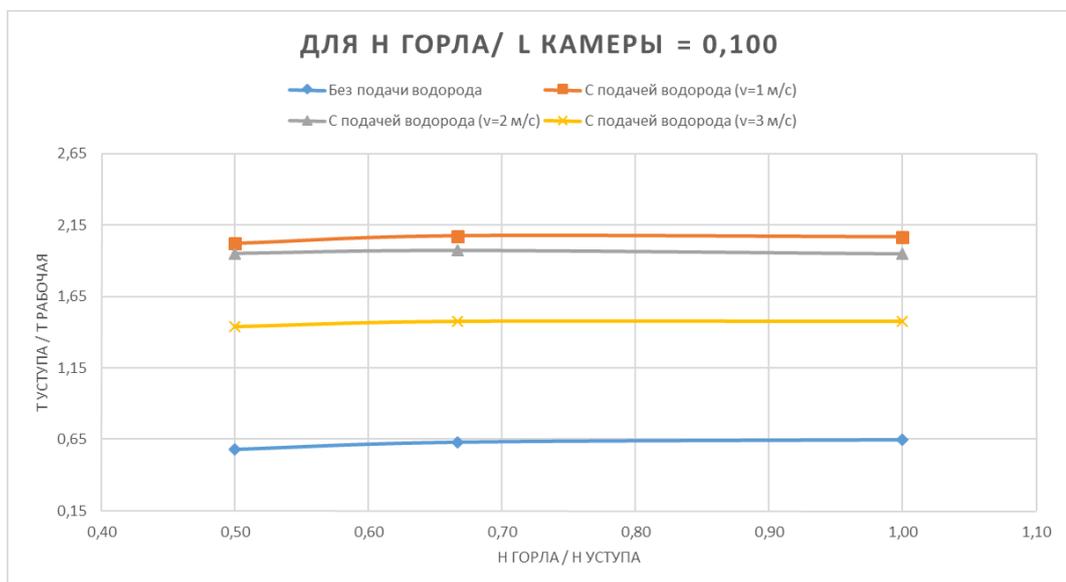
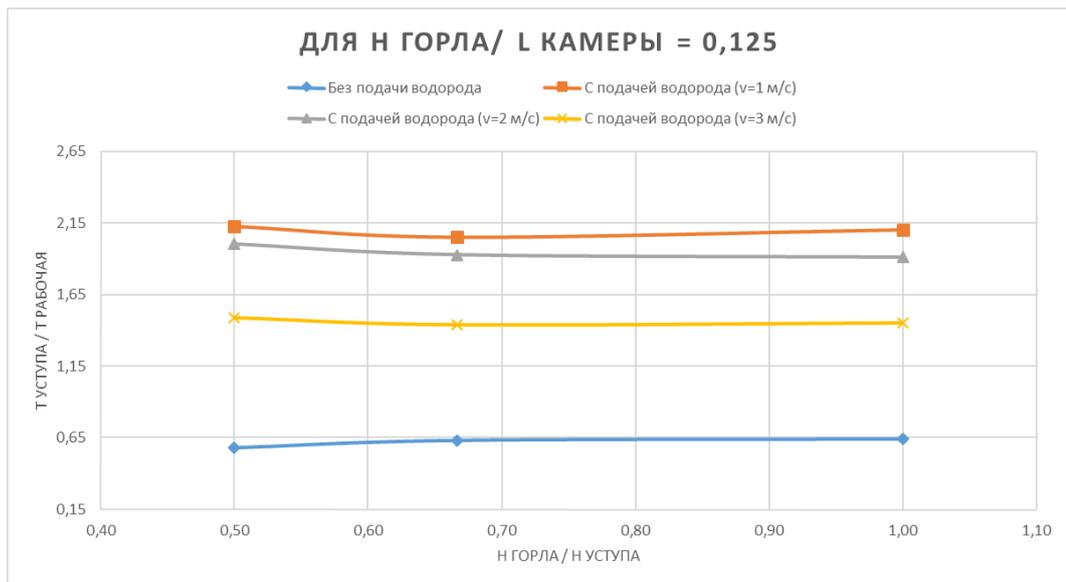


Рисунок 6 – Влияние отношения высоты горла и первого уступа на относительную температуру в зоне первого уступа, где $T_{уступа1}$ - температура в зоне первого уступа, $T_{рабочая}$ - допустимая рабочая температура стали (1000 К)

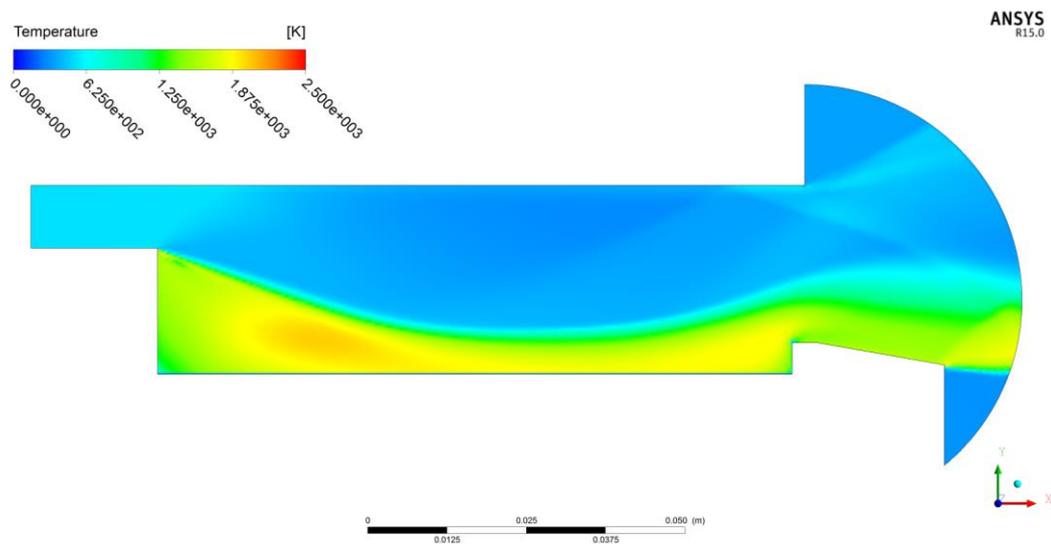
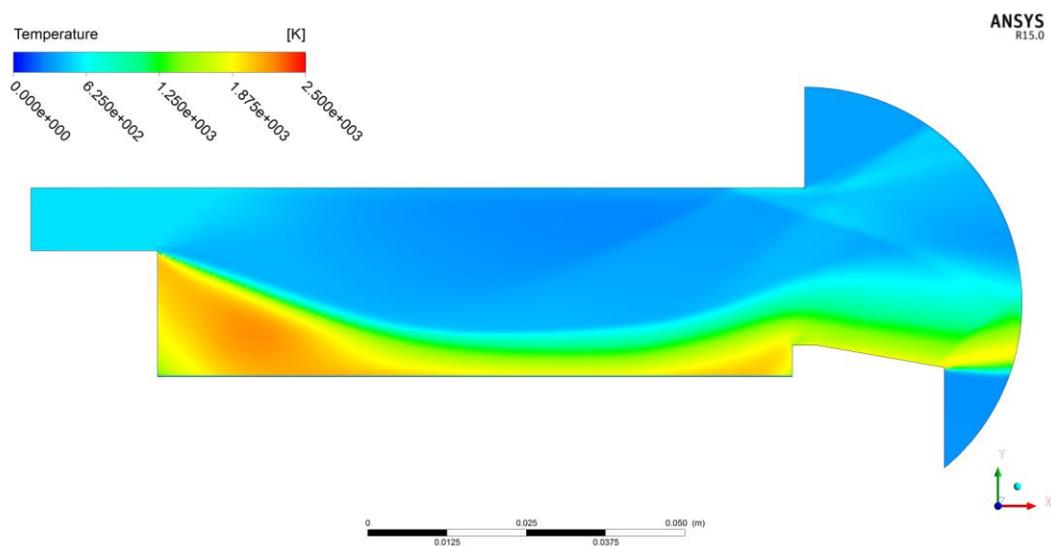
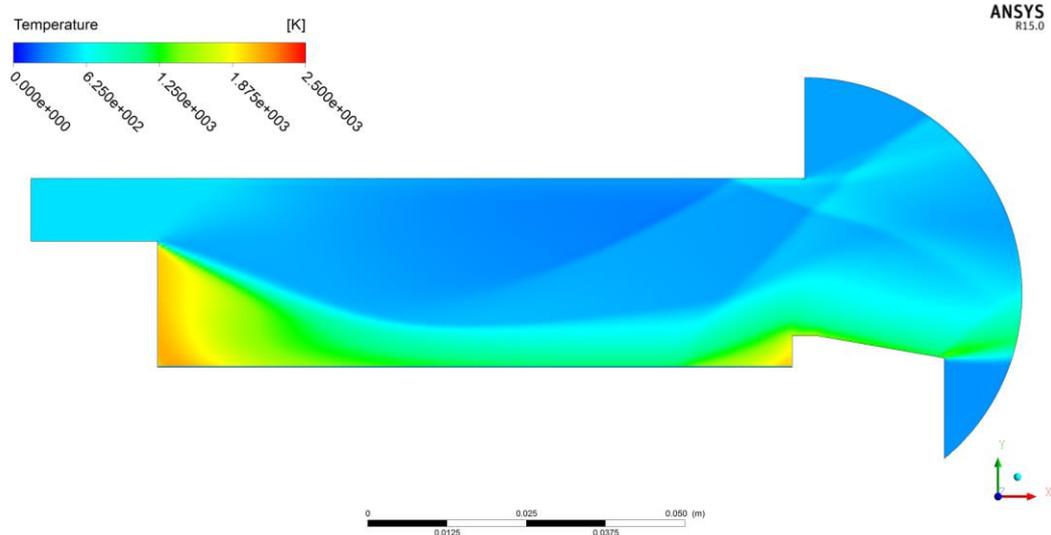


Рисунок 7 – Распределение температуры потока при $h_{гор}=10$ мм, $h_{уступа1}=15$ мм, $L=100$ мм для трёх скоростей горючего: 1, 2, 3 м/с.

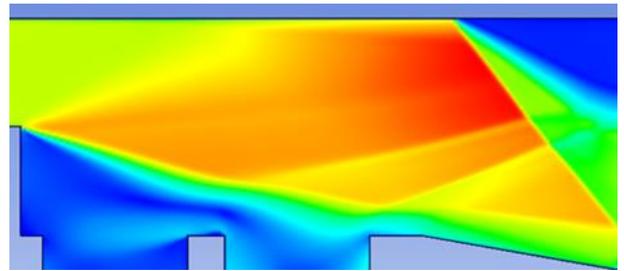
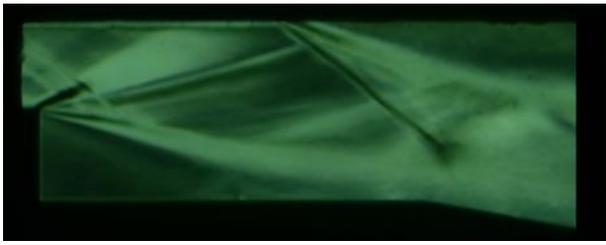


Рисунок 8 – Экспериментальная и расчетная структуры течения в камере сгорания модели без подачи газа за первый уступ.

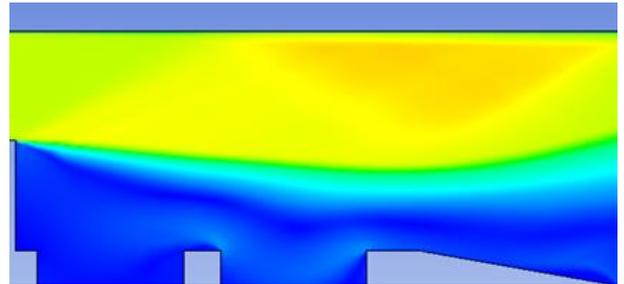
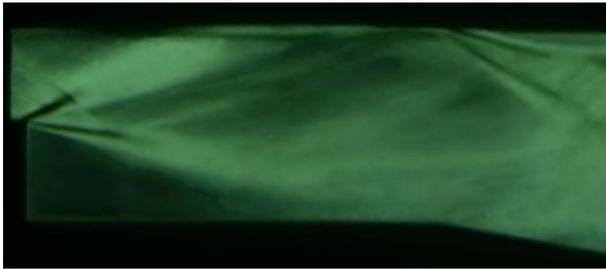
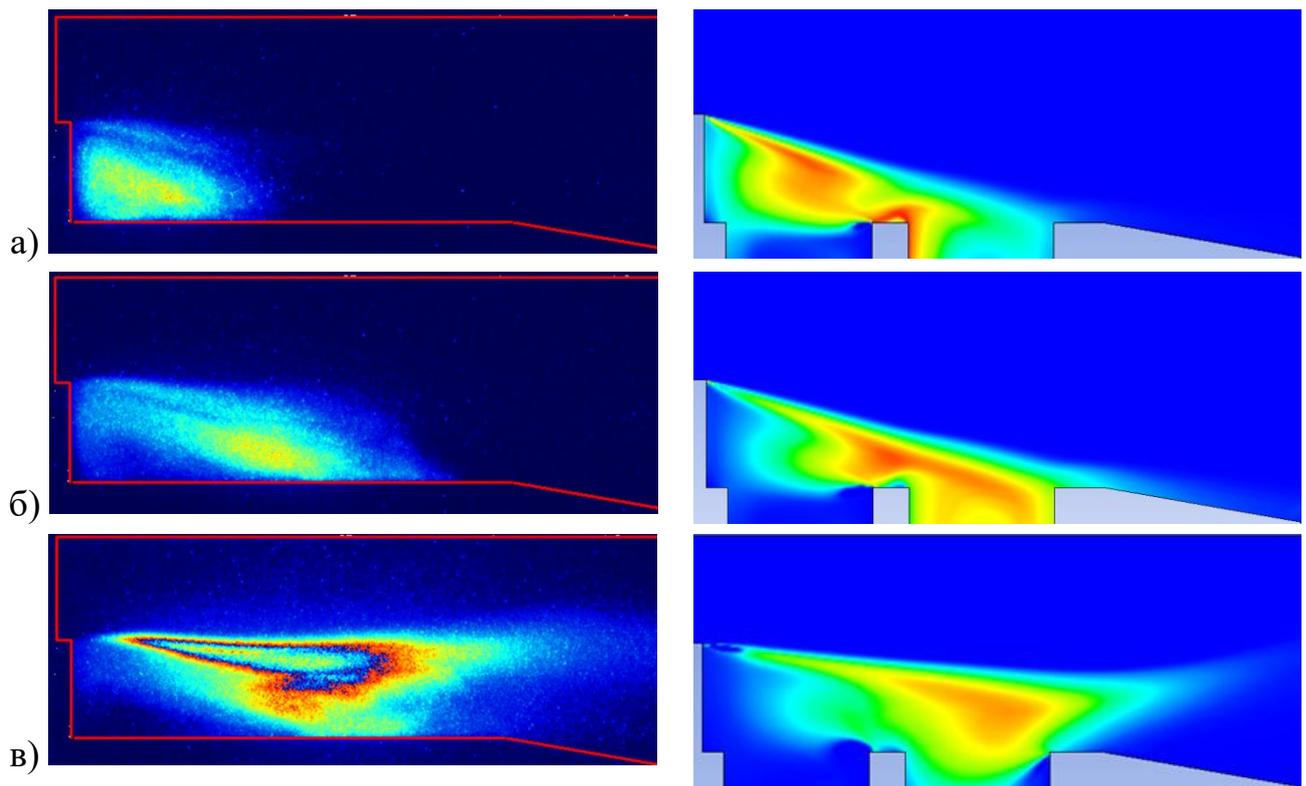


Рисунок 9 – Экспериментальная и расчетная структуры течения в камере сгорания модели с подачей газа за первый уступ.



а – для расхода водорода 0,05 г/с
б – для расхода водорода 0,075 г/с
в – для расхода водорода 0,15 г/с

Рисунок 10 – Сравнение структуры горения по концентрации радикала ОН при эксперименте и численном расчете.

Алгоритм инженерной методики (рис. 11):

1. Задаются параметры камеры сгорания: высота первого уступа, высота горла, длина КС, число Маха на выходе из воздухозаборного устройства, расход продуктов сгорания.

2. Проводится обработка исходных данных на основе введенных критериев и полученных рекомендаций.

2.1. Для формирования сопла внешнего расширения требуется чтобы соотношение $h_{\text{горла}}/L_{\text{камеры}}$ было больше 0,1. При этом длина обечайки не должна быть больше $L_{\text{камеры}}$, иначе внутри камеры сгорания образуются скачки присоединения.

2.2. Соотношение $h_{\text{горла}}/h_{\text{уступа}}$ должно быть меньше 0,7 для формирования устойчивого процесса внутри камеры сгорания. При больших значениях $h_{\text{горла}}/h_{\text{уступа}}$ процесс горения становится нестабильным.

2.3. Для поддержания процесса горения в камере сгорания необходимо, чтобы скорость сверхзвукового потока воздуха на входе в камеру сгорания была ниже $M=2,5$.

2.4. Температура в зоне уступа (соотношение $T_{\text{уступа}}/T_{\text{рабочая}}$) зависит от подачи горючего, а именно, от смещения ядра горения в сторону сопла. Поэтому для расчёта необходимо задавать 3-5 значений расхода твёрдого топлива для нахождения оптимального значения.

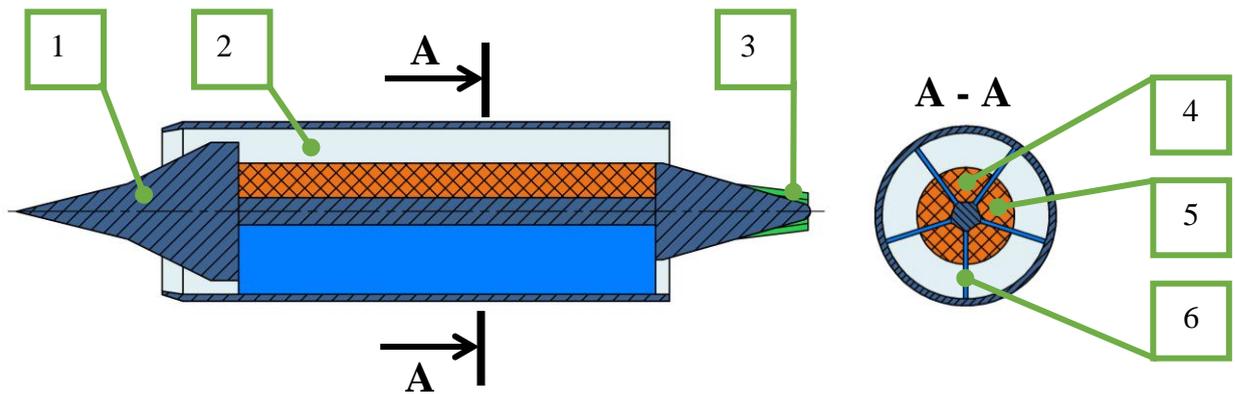
3. Проводятся расчеты выбранной камеры сгорания в программном комплексе ANSYS для выбранных значений диапазона расхода твердого топлива и характеристик камеры сгорания, удовлетворяющих введенным критериям.

4. Осуществляется регрессионный анализ полученных результатов по одному или нескольким критериям. В результате анализа проводится расширение диапазона исследуемых параметров с последующим повторением пунктов 2...4 или выдаются: скорректированные входные параметры и оптимизированная геометрия камеры сгорания.



Рисунок 11 – Структурная схема алгоритма методики для формирования облика сверхзвуковой камеры сгорания для гиперзвукового ракетно-прямоточного двигателя на твёрдом топливе

На основе разработанной в настоящей диссертации инженерной методике была разработана конструктивная схема осесимметричной сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания (рис. 12) для проведения дальнейших, более детальных экспериментальных исследований.



1 – сверхзвуковой ВЗУ; 2 – камера сгорания; 3 – управляющий элемент;
 4 – заряд твердого топлива; 5 – обечайка ДУ; 6 – ребра жёсткости.

Рисунок 12 – Теоретическая схема компоновки для осесимметричной схемы двигателя

Заключение

1. Проведен обзор литературы, на основании которого выбрана теоретическая схема перспективной сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания и сформулированы задачи исследования.

2. Разработана модельная установка для проведения экспериментальных исследований сверхзвуковых двухконтурных камер сгорания. Диапазоны основных характеристик модельной установки: по числу Маха от 1,8 до 3; по температуре от 290 К до 1500 К.

3. Выполнены расчётно-теоретические исследования модельной камеры сгорания в программном комплексе ANSYS, позволившие сформировать комплекс критериальных функций, оказывающих основное влияние на параметры рабочего процесса в сверхзвуковой двухконтурной камере сгорания.

4. Проведены экспериментальные исследования модельной камеры сгорания, подтвердившие возможность эффективного применения сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.

5. Эффект двухконтурности камеры позволяет обеспечить приемлемую температуру корпуса камеры. Температура корпуса не превышает 700 К.

6. Расчетные структуры течения и концентрации радикала ОН согласуются с данными полученными экспериментально. Ошибка по давлению не превысила 16,5 %.

7. Даны рекомендации к проектированию сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.

7.1. Для формирования сопла внешнего расширения требуется чтобы соотношение $h_{\text{горла}}/L_{\text{камеры}}$ было больше 0,1. При этом длина обечайки не должна быть больше $L_{\text{камеры}}$, иначе внутри камеры сгорания образуются скачки присоединения.

7.2. Для формирования устойчивого процесса внутри камеры сгорания соотношение $h_{\text{горла}}/h_{\text{уступа1}}$ должно быть меньше 0,7.

7.3. Для поддержания процесса горения в камере сгорания необходимо, чтобы скорость сверхзвукового потока воздуха на входе в камеру сгорания была ниже $M=2,5$.

7.4. Рекомендуется использовать теплозащитное покрытие в зоне уступа 1, так как температура потока вблизи данной области превышает 1500 К.

8. Разработана инженерная методика для формирования облика сверхзвуковой камеры сгорания.

Основные научные результаты диссертации опубликованы в работах:

Публикации в рецензируемых научных изданиях:

1. Широков И.Н., Абашев В.М. Моделирование рабочего процесса в камере смешения при помощи трёхсекционной горелки с принудительной подачей воздуха // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19, № 5. С. 61-64.

2. Широков И.Н., Ляшенко А.И. Использование программного комплекса ANSYS для создания экспериментальной установки, способной моделировать рабочий процесс в двухконтурной камере сгорания ракетно-прямоточного двигателя // Труды МАИ. // 2013. №65. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/205/20520d1ac59966ccb7f0b0b9caddec0.pdf> (дата обращения: 03.10.2017).

3. Абашев В.М., Широков И.Н., Животов Н.П. и др. Сверхзвуковая двухконтурная камера сгорания с твердым топливом // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2017. № 7. С. 352-362.

Другие публикации:

1. Широков И.Н. Экспериментальная установка для моделирования рабочего процесса в двухконтурной камере сгорания РПД // Инновации в авиации и космонавтике. Сборник тезисов докладов. 17-20 апреля 2012, Москва.- С. 56.

2. Широков И.Н., Ляшенко А.И. Использование программного комплекса ANSYS для создания экспериментальной установки, способной моделировать рабочий процесс в двухконтурной камере сгорания РПД // Авиация и космонавтика - 2012. Тезисы докладов. 13-15 ноября 2012, Москва.- С. 234.

3. Широков И.Н., Ляшенко А.И. Определение полноты сгорания в камере модельной установки при различных геометрических параметрах // Авиация и космонавтика - 2013. Тезисы докладов. 12-15 ноября 2013, Москва.- С. 427.