

**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)**

На правах рукописи

Широков Игорь Николаевич

Облик сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания твёрдого 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 Абашев В.М.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	4
1. Анализ литературных источников и постановка задачи исследования ..	10
1.1 Обзор схем камер сгорания	10
1.1.1 Принципиальные схемы камер сгорания комбинированных ракетных двигателей	12
1.1.2 Схемы существующих камер сгорания комбинированных ракетных двигателей	18
1.1.3 Двухконтурные прямоточные камеры сгорания.....	21
1.2 Перспективы развития твердых топлив	26
1.3 Методы исследования	32
1.3.1 Экспериментальные методы	33
1.3.2 Расчётно-теоретические методы.....	37
1.4 Задачи исследования	39
2. Разработка модели сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания	40
2.1 Объект исследования	40
2.2 Модельная установка двухконтурной камеры сгорания.....	42
2.2.1 Расчёт плоского сопла-решетки.....	47
2.2.2 Модельная установка сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания .	59
3. Расчетно-теоретические исследования рабочего процесса в сверхзвуковой двухконтурной камере сгорания.....	61
3.1 Формирование расчётной модели тракта камеры сгорания	63
3.1.1 Геометрические параметры.....	63
3.1.2 Модель горения	67
3.1.3 Модель турбулентности.....	68
3.1.4 Граничные условия.....	70
3.1.5 Параметры решателя CFX Solver.....	72
3.1.6 Результаты численного моделирования.....	72

4.	Экспериментальные исследования рабочего процесса в сверхзвуковой двухконтурной камере сгорания.....	80
4.1	Испытания на «Стенде сверхзвукового горения».....	80
4.1.1	Испытания камеры без подачи газообразного топлива.....	80
4.1.2	Испытания камеры с подачей газообразного топлива	84
4.1.3	Пуски с имитацией догорания	88
4.2	Испытания на «Модельной аэродинамической установке»	93
4.3	Верификация результатов и настройка расчётной модели	100
4.4	Облик сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.....	103
	Заключение	105
	Список сокращений и условных обозначений.....	107
	Список литературы	108

ВВЕДЕНИЕ

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 прямооточных 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 исследования

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 научных положений

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

Практическая ценность результатов

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.

Личный вклад автора

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 изданиях, рекомендованных ВАК.

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.

Публикации

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

Публикации в рецензируемых научных изданиях:

1. Широков И.Н. и 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. и 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/205/20520d1ac59966ccba7f0b0b9caddec0.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.

Благодарности

Хочу выразить благодарность своему научному руководителю доктору технических наук, профессору Абашеву Виктору Михайловичу за постановку задач, помощь в организации работы и обсуждении результатов.

Хочу также поблагодарить и высказать признательность коллективу ИТПМ СО РАН за ценные замечания и помощь в проведении экспериментальных исследований: д.т.н. Третьякову Павлу Константиновичу, к.т.н. Тупикину Андрею Викторовичу. И коллективу ЦИАМ за постоянную поддержку и ценные замечания: д.т.н., профессору Прудникову Александру Григорьевичу и к.т.н. Захарову Никанору Никодимовичу.

1. АНАЛИЗ ЛИТЕРАТУРНЫХ ИСТОЧНИКОВ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Проведен обзор отечественной и зарубежной литературы по камерам сгорания. 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.

1.1 Обзор схем камер сгорания

В научно-технической литературе широко представлены вопросы истории и эволюции развития ПВРД [1-7]. Начиная с 90-х гг. и по настоящее время наблюдается повышенный интерес к сверхзвуковым ПВРД и РПД. Причина этого кроется в гораздо более высоком показателе эффективности. Удельный импульс такого двигателя (более 1000 секунд) превосходит любой из существующих химических ракетных двигателей [8]. Дополнительными стимулами являются: большой опыт создания и доводки ракет с ПВРД (обширная экспериментальная база и методология проектирования), а также ограниченный потенциал развития обычных РДТТ.

К особенностям сверхзвуковых двигателей относится увеличение дальности полёта в 1,5...2 раза по сравнению с обычными химическими ракетными двигателями при равных габаритах и стартовой массе. Однако наблюдается недостаточная эффективность работы двигателя при малых скоростях полёта.

Ракетно-прямоточный двигатель является гибридом прямоточного и ракетного двигателей. Он относится к наиболее перспективным из комбинированных двигателей [7, 9]. Главным отличием от ПВРД является повышенное давление в камере сгорания за счет подачи в камеру газогенераторных продуктов сгорания топлива с последующим их смешением с воздухом, имеющим высокий динамический напор.

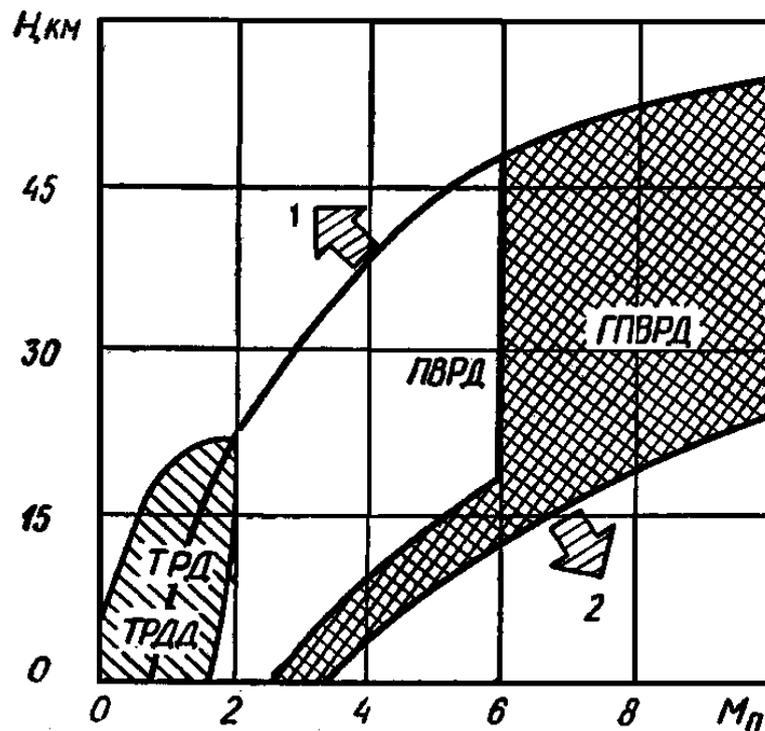
Применение ПВРД и РПД наиболее эффективно при сверхзвуковых скоростях ЛА (рис. 1.1). Следует учитывать, что потенциальные преимущества для

двигателей высокоскоростных ЛА нужно сопоставить с практическими трудностями, которые возникают в процессе их разработки и применения. Выделим основные проблемы:

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 снижает полноту сгорания.

3. Активное применение атмосферного воздуха в качестве рабочего тела определяет сильное влияние параметров воздушного потока на процессы внутри камеры. Следствием это является необходимость проектирования двигателя в виде интегрированной с летательным аппаратом системы [10].



1 — пределы устойчивого горения; 2 — предел по температуре и давлению
Рисунок 1.1 — Области применения ПВРД и ГПВРД

Необходимость организации «сверхзвукового» смешения в камере сгорания высокоскоростного летательного аппарата определяется тем, что тормозить поток

воздуха до скорости $M < 1$ в сверхзвуковых двигателях неэффективно. Значительно возрастают потери полного давления в воздухозаборном устройстве и температура конструкции. Поэтому в высокоскоростных летательных аппаратах, работающих при числах Маха $M \geq 4$, приходится организовывать подвод в камеру сгорания сверхзвукового потока воздуха. Это значительно осложняет организацию процессов смешения и дожигания в камере сгорания такого двигателя.

Выделим основные способы решения приведённых выше проблем:

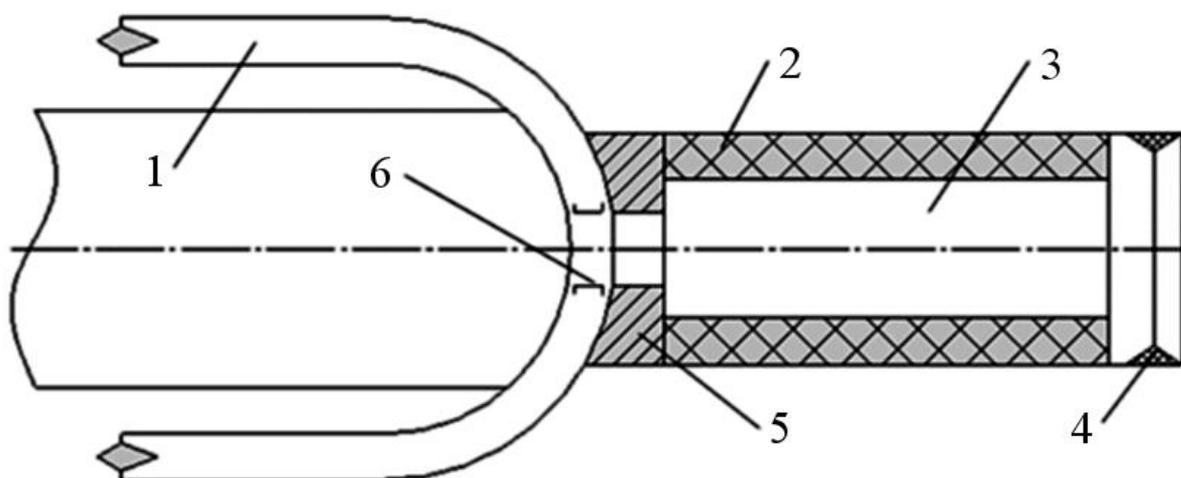
1. разработка новых конструкций, стойких к действию высоких градиентов температур;
2. применение активного охлаждения;
3. разработка и применение новых материалов;
4. исследование и разработка более совершенных конструктивных схем двигателей, например, использование многоконтурных прямоточных камер сгорания.

В настоящей работе основное внимание уделено применению двухконтурных прямоточных камер сгорания, а именно влиянию геометрии камеры сгорания на процессы, происходящие в ней. Заметим, что камера сгорания является одним из основных элементов, её работа определяет надёжность и эффективность всего двигателя.

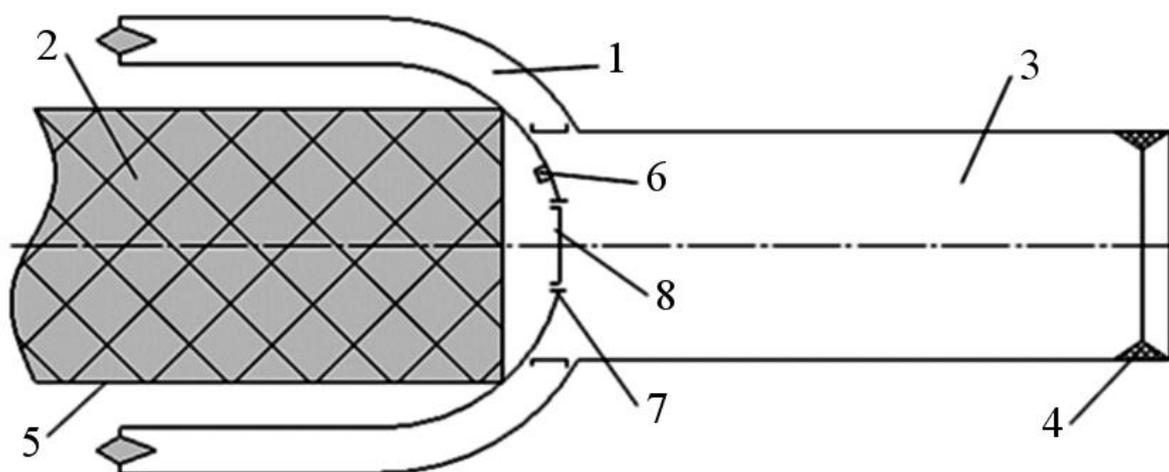
1.1.1 Принципиальные схемы камер сгорания комбинированных ракетных двигателей

Комбинированный двигатель на твердом топливе содержит нескольких твердотопливных двигателей. В таком двигателе объединены стартовый и маршевый двигатели. Стартовый двигатель, как правило, является твердотопливным. Его основное назначение – разогнать ракету до скорости, при которой надёжно запускается и работает прямоточный двигатель. Прямоточный двигатель функционирует на маршевом режиме работы комбинированного двигателя. Настоящий анализ конструктивных схем относится к прямоточным двигателям, содержащим твердое топливо.

Можно выделить две принципиальные схемы прямоточных двигателей, в зависимости от расположения твёрдого топлива (рис 1.2, 1.3).



1 – воздухозаборное устройство, 2 – заряд твердого горючего, 3 – камера сгорания, 4 – сопло, 5 – стабилизатор пламени, 6 - заглушка
Рисунок 1.2 – Принципиальная схема ПВРД с расположением твердого горючего в камере сгорания



1 – воздухозаборное устройство, 2 – заряд твердого топлива, 3 – камера сгорания, 4 – сопло, 5 – газогенератор, 6 – воспламенитель, 7 – сопло газогенератора, 8 – заглушки.

Рисунок 1.3 – Принципиальная схема ПВРД с расположением твердого топлива в газогенераторе

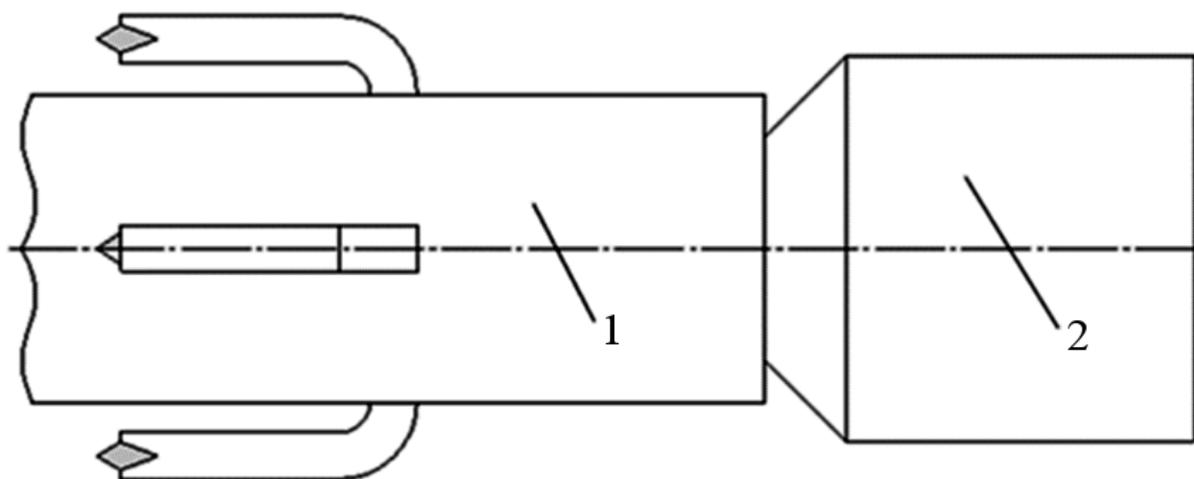
Схема ПВРД с твердым горючим в камере сгорания (рис. 1.2) состоит из ВЗУ 1, заряда 2, размещенного в камере сгорания 3 и сопла 4. Воздухозаборники

обеспечивают подвод необходимого потока воздуха из окружающей среды в камеру сгорания и снижают его скорость. В камере сгорания происходит горение твердого горючего в среде окислителя, которым является воздух, поступающий из ВЗУ 1. Для повышения качества рабочего процесса в камере устанавливают стабилизаторы пламени 5. Тяга создается за счёт выброса продуктов сгорания из сопла 4.

Схема ПВРД с твердым топливом в газогенераторе, показанная на рис. 1.3, содержит: заряд 2, расположенный в газогенераторе 5, камеру сгорания 3, в которой осуществляется сгорание высокотемпературного горючего газа в воздушной среде поступающего из ВЗУ 1, и воспламенитель 6.

Для приведённых выше схем требуется предварительный разгон при помощи стартовых двигателей.

В настоящее время, используя принципиальную схему ПВРД с расположением твердого топлива в газогенераторе, разработано две конструктивные схемы комбинированных двигателей (рис. 1.4, 1.5).



1 – ступень с РПДТТ, 2 – ступень с РДТТ

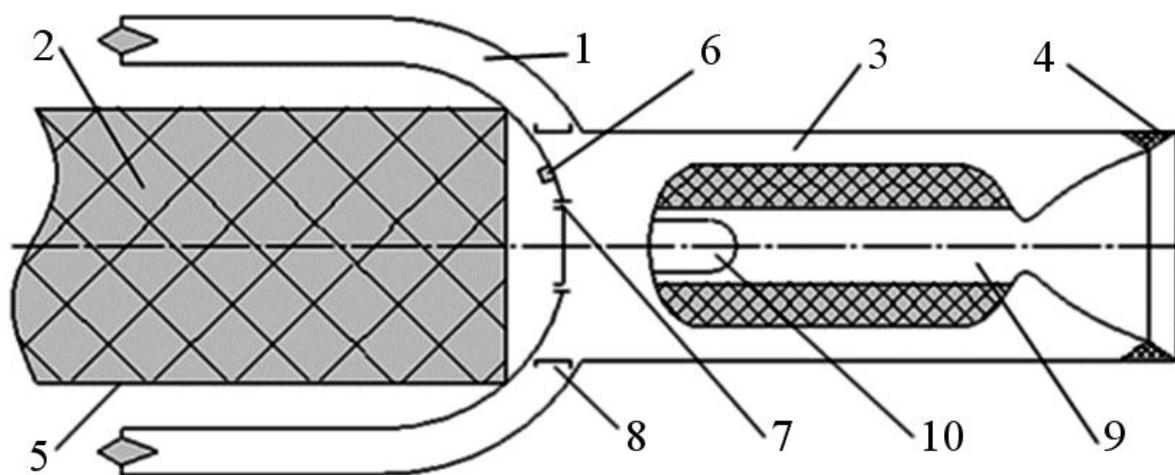
Рисунок 1.4 – Схема комбинированного двигателя с отделяемым стартовым двигателем

На рис. 1.4 показана схема двухступенчатого комбинированного двигателя, в составе которого есть отделяемая стартовая ступень с РДТТ и ступень с маршевым РПДТТ.

Стартовый РДТТ является разгонным двигателем. Он необходим для надежного запуска и устойчивого горения в камере сгорания РПДТТ. При переходе на маршевый режим происходит отделение стартового двигателя от комбинированной двигательной установки.

В схеме интегрального комбинированного двигателя твердого топлива, представленной на рис. 1.5, стартовый РДТТ 9 расположен непосредственно в камере сгорания 3 РПДТТ. После отработки стартового РДТТ 9, он выбрасывается из камеры сгорания 3, и двигательная установка переходит на режим работы РПДТТ.

Вместо РДТТ возможно размещение в камере сгорания заряда твердого топлива. Такая схема усложняет конструкцию ИКДТТ, так как необходимо учитывать взаимное влияние рабочего процесса в РПДТТ и РДТТ.



1 – воздухозаборное устройство, 2 – заряд твердого топлива, 3 – камера сгорания, 4 – маршевое сопло, 5 – газогенератор, 6 – воспламенитель газогенератора, 7 – сопло газогенератора, 8 – заглушки, 9 – стартовый РДТТ, 10 – воспламенитель РДТТ.

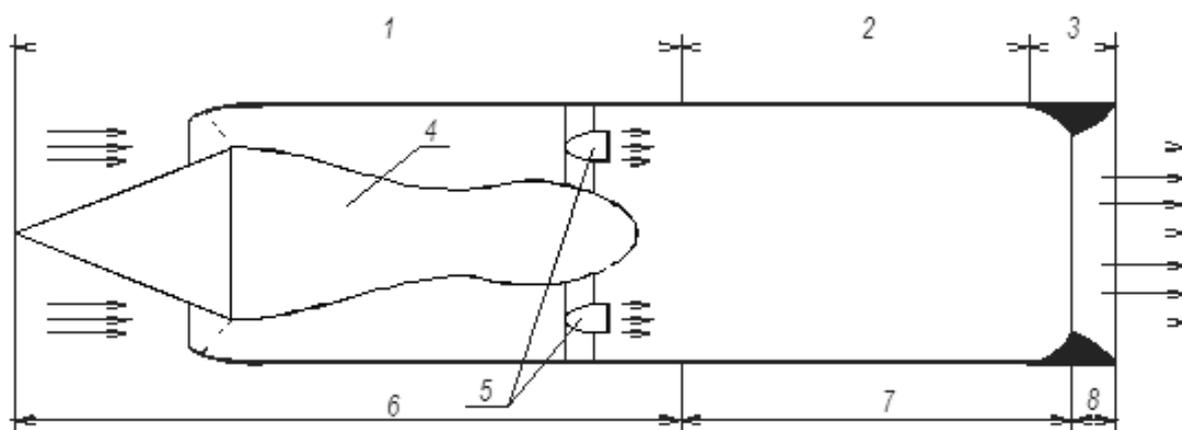
Рисунок 1.5 – Схема комбинированного двигателя твердого топлива

На основе принципиальной схемы конструкции РПДТ (рис. 1.3) возможны различные конструктивные схемы РПДТТ.

Можно представить две схемы РПДТТ с газогенератором:

1. с объединением процессов смешения газов и их дожигания в одной камере;
2. с разделением процессов смешения и дожигания потоков в разных камерах.

РПДТТ первой схемы (рис. 1.6) состоит из ВЗУ 1, твердотопливного газогенератора 4, камеры сгорания 2 и сопла 3. В камере сгорания 2 происходит смешение и дожигание газогенераторных продуктов сгорания топлива с воздухом. В конструкции этого РПДТТ отсутствуют специальные устройства для воспламенения и стабилизации пламени в прямоточном контуре, т.к. воспламенение и устойчивое горение топливовоздушной смеси осуществляется на струях высокотемпературных продуктов сгорания, вытекающих из сопел 5 газогенератора.

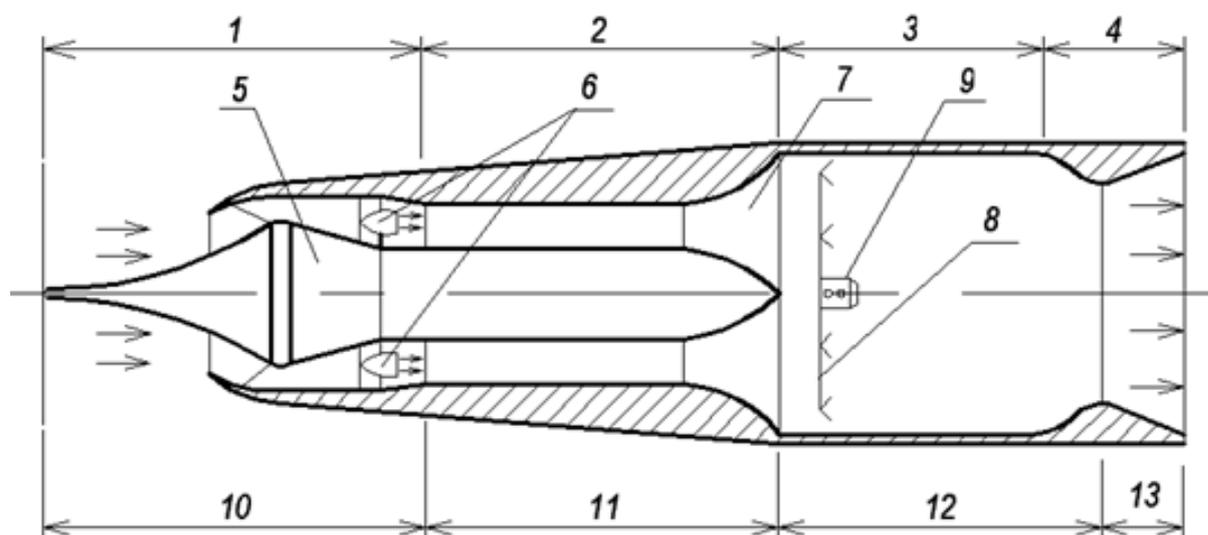


1 – ВЗУ; 2 – камера; 3 – сопло; 4 – газогенератор твердого топлива; 5 – сопла газогенератора; 6 – сжатие; 7 – смешение и дожигание; 8 – расширение

Рисунок 1.6 – Схема РПДТТ с единой камерой смешения-дожигания

Конструктивная схема РПДТТ с предварительным смешением потоков и последующим дожиганием их в камере сгорания представлена на рис. 1.7. Основное отличие от предыдущей схемы заключается в наличии эжектора 2, размещенного перед входом в камеру дожигания 3. В эжекторе происходит смешение дозвукового воздушного потока, поступающего через ВЗУ 1, и сверхзвукового потока продуктов сгорания, вытекающих из сопел 6 газогенератора 5. При смешении потоков происходит повышение давления топливовоздушной

смеси, которое определяется степенью сжатия эжектируемого воздуха (отношением давлений торможения в выходном и входном сечениях эжектора).



1 – ВЗУ; 2 – эжектор; 3 – камера дожигания; 4 – сопло;

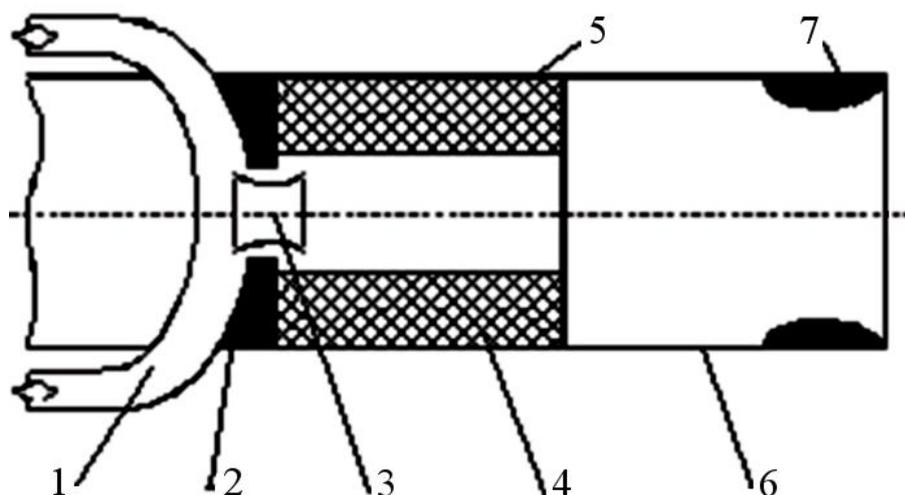
5 – газогенератор твердого топлива; 6 – сопла газогенератора;

7 – диффузор эжектора; 8 – стабилизатор; 9 – воспламенитель

Рисунок 1.7 – Схема РПДТТ с эжектором

Представляет интерес схема, представленная на рис. 1.8. Схемы ПВРД отличаются относительной простотой конструкции, высокими энергетическими характеристиками твердых горючих, отсутствием системы регулирования подачи горючего и низкой стоимости таких двигателей [11-13]. В таком ПВРД осуществляется сжигание в воздушном потоке одного или нескольких твердых зарядов горючего. Особенностью данного типа двигателей является саморегулирование при изменении летно-технических характеристик ракеты.

Из ВЗУ 1 поток воздуха поступает в камеру сгорания 5, в которой размещён заряд 4. Поджог смеси происходит за счёт воспламенителя или самовоспламенения. После чего продукты сгорания дожигаются в камере 6.



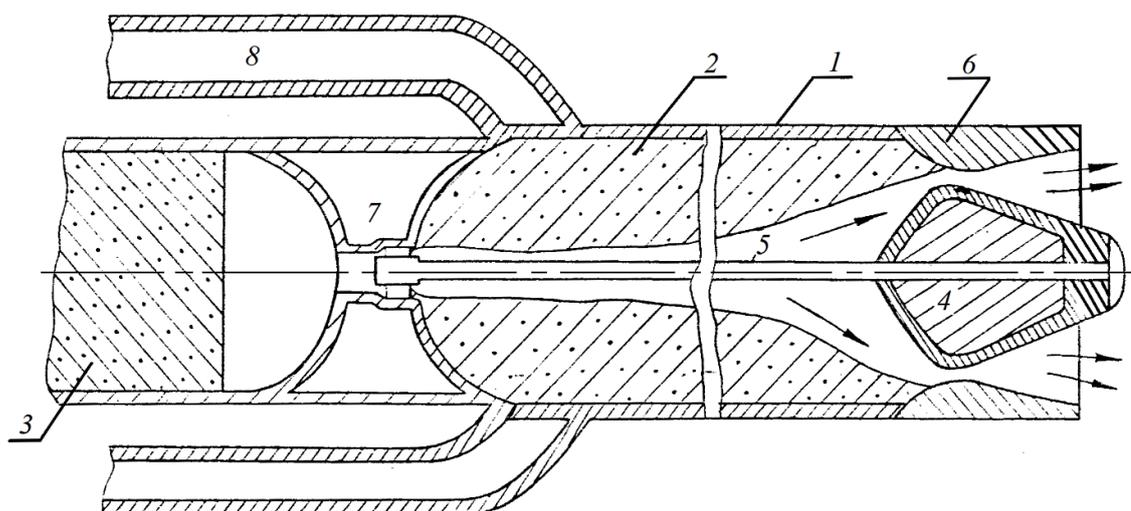
1 – ВЗУ, 2 – стабилизатор пламени, 3 – инжектор,
4 – заряд твердого горючего, 5 – камера сгорания, 6 – камера дожигания, 7 - сопло
Рисунок 1.8 – Схема конструкции прямооточного воздушно-реактивного двигателя
на твердом горючем

1.1.2 Схемы существующих камер сгорания комбинированных ракетных двигателей

Наиболее полный обзор схем и конструкций камер сгорания и их применение представлен в работах [14-17].

В 1980-х годах начали применяться новые высокоэнергетические топлива, имеющие собственный окислитель (борсодержащие топлива), что привело к развитию двигателей с газогенератором [16]. Примером такой схемы может служить схема комбинированного РПДТТ с газогенератором, разработанная в ФРГ (рис. 1.9).

Помимо предложенной схемы, в 80-х годах были запатентованы схемы маршевых двигательных установок с несколькими камерами сгорания и газогенераторами. В институте имени Дж. Гопкинса (США) проведено исследование РПДТТ интегральной схемы с двумя камерами сгорания. Был сделан вывод, что при полёте на скорости $M=7$ дальность полёта увеличивается на 38% по сравнению с ПВРД обычной схемы с дозвуковым горением. В 1983 году подан патент «Ракетно-прямоточный двигатель» [16], схема РПДТТ, из которого показана на рис. 1.10.



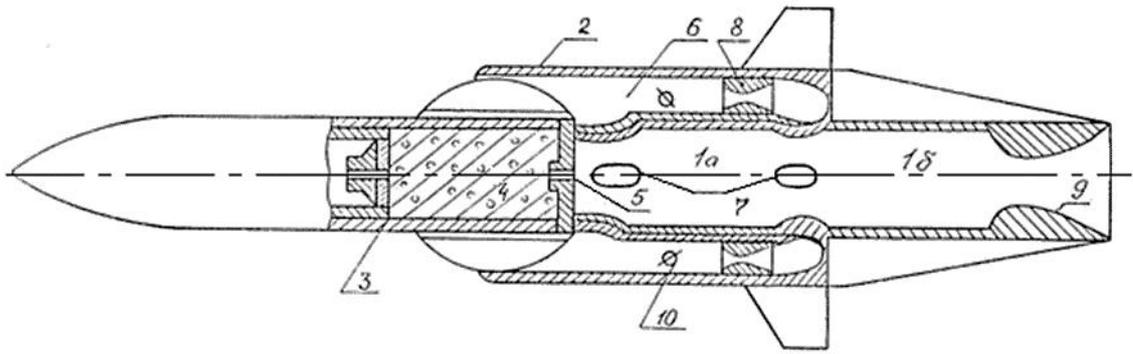
- 1 – камера сгорания; 2 – стартовый заряд; 3 – маршевый заряд;
 4 – центральное сопло РДТТ; 5 – крепежный стержень; 6 – сопло РПД;
 7 – разделительный заряд; 8 – воздухозаборное устройство

Рисунок 1.9 – Схема комбинированного ракетно-прямоточного двигателя с газогенератором

Принцип работы предложенной схемы заключается в следующем. Из газогенератора 3 продукты сгорания, заряда топливо-горючего 4 через промежуточное сопло 5 поступают в камеру дожигания 1а, где перемешиваются с воздухом, поступающим из ВЗУ 2. В камере сгорания 1а происходит процесс горения при стехиометрическом соотношении горючего и окислителя. Большая часть воздуха через каналы 6, отверстия 7 и сопла 8 поступают в камеру дожигания 1б, откуда после перемешивания с пограничным слоем из камеры 1а истекают через сопло 9 РПДТТ. Заслонки 10 служат для перераспределения расходов воздуха между камерами 1а и 1б.

В настоящее время разрабатывается ракета AKASH Mk-II с РПДТТ (Индия). Схема первой модификации (успешно прошедшей испытания в 2007 г.) представлена на рис. 1.11.

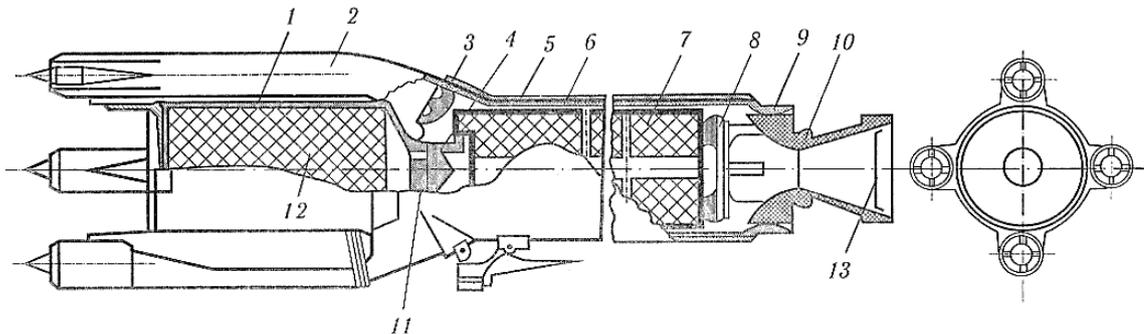
Зинино-управляемый комплекс AKASH является усовершенствованной версией ЗУР ЗМ9 российского зенитно-ракетного комплекса «Куб» 1960-х годов. Двигатель AKASH содержит сбрасываемое стартовое сопло, четырех-патрубковое ВЗУ, основные параметры которого в условиях маневрирования ухудшаются, при этом устойчивость рабочего процесса сохраняется за счет газогенератора РПДТТ.



1а – первая камера сгорания; 1б – вторая камера сгорания; 2 – воздухозаборное устройство;

3 – газогенератор; 4 – маршевый заряд; 5 – сопло газогенератора; 6 – канал ВЗУ;
7 – отверстия; 8 – сопло; 9 – сопло РПД; 10 – заслонка

Рисунок 1.10 – Схема ракетно-прямоточного двигателя с двумя камерами сгорания



1 – корпус ГГ; 2 – патрубок ВЗУ; 3 – заглушка выходного отверстия ВЗУ;

4 – передняя опора заряда стартового ТРТ; 5 – корпус КС; 6 – ТЗП;

7 – вкладной заряд ТРТ; 8 – задняя опорная решетка заряда стартового ТРТ;

9 – маршевое сопло; 10 – стартовое сбрасываемое сопло;

11 – сопловая распределительная головка ГГ; 12 – заряд маршевого ТРТ;

13 – мембрана для герметичности и стартового подъема давления РДТТ

Рисунок 1.11 – Схема ракетно-прямоточного двигателя ракеты AKASH (Индия):

В период с 1985 по 2009 годы наблюдался спад активности в области разработки ракетно-прямоточных двигателей. Дальнейшее развитие отмечается в таких странах как: Россия, США, Франция, Германия, Израиль, Китай, Корея, Япония, Индия и др. [18]. Одним из направлений развития РПДТТ в настоящее время является исследование сверхзвуковых двухконтурных прямоточных камер сгорания.

1.1.3 Двухконтурные прямоточные камеры сгорания

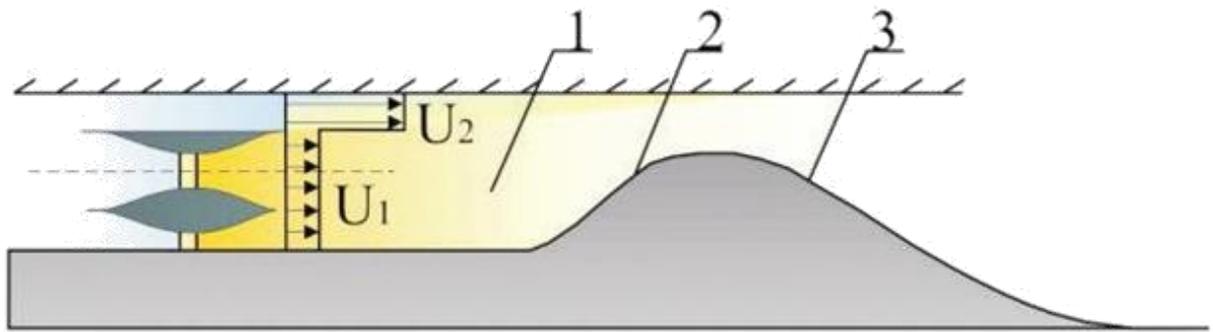
Для повышения эффективности работы двигателя было проведено много независимых исследований, как в России, так и в зарубежных странах (США). Одним из наиболее перспективных направлений развития является разработка комбинированных ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе [19-28], содержащих сверхзвуковые камеры сгорания. Первые исследования в России начали проводиться с 1950-х годов. В то время Вулисом Л.А. и Шебековым И.Ф. была показана возможность создания газодинамического сопла. Щетинков Е.С. был первым учёным, кому удалось разработать схему конструкции такой одноконтурной камеры сверхзвукового сгорания [29-32]. В этой камере поток атмосферного воздуха тормозился от скорости $M=3$ до скорости звука. Им были предложены концептуальные идеи сверхзвукового и объёмного горения в крупных вихрях.

Результаты данных исследований привели к созданию теоретических схем камер вихревого (турбулентного) горения. В России были разработаны схемы двухконтурных камер [10]. Принцип работы таких камер основан на образовании в камере областей вихревых потоков. Эти области потоков формируются при взаимодействии газовых потоков, имеющих разные характеристики скорости, температуры и давления. Процесс горения в вихрях происходит за счёт комплексного взаимодействия тепловых, химических и термодинамических процессов.

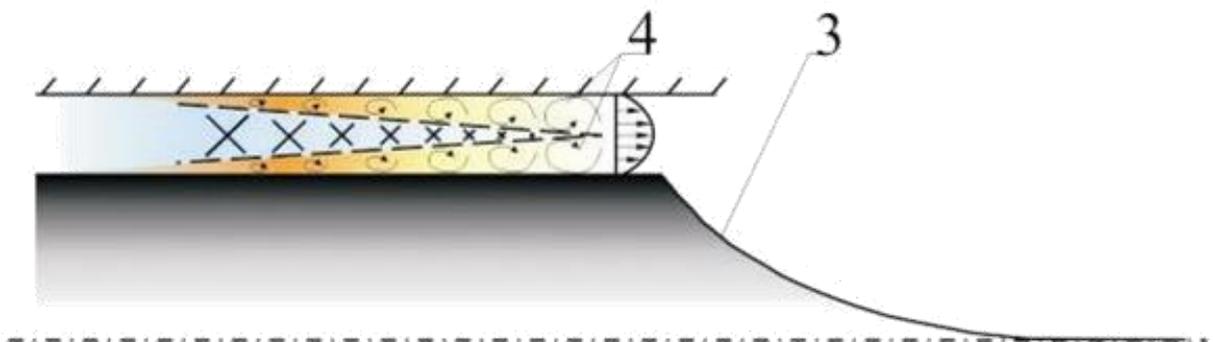
На рис. 1.12 приведены принципиально разные совмещённые схемы: классическая схема камеры с твердотельным соплом Лавалья и «бессопловая» одноконтурная камера, являющаяся камерой с соплом без сужающейся части твердотельного соплового насадка Виташинского. Это новое сопло впервые предложено Щетинковым Е.С.

Создание камер высокой экономичности возможно только на основе двухконтурных камер вихревого смешения и горения. Для многих прикладных задач двухконтурность течения была необходима, начиная уже с воздухозаборников или даже с носовой части скоростных ЛА. Так появилось новое

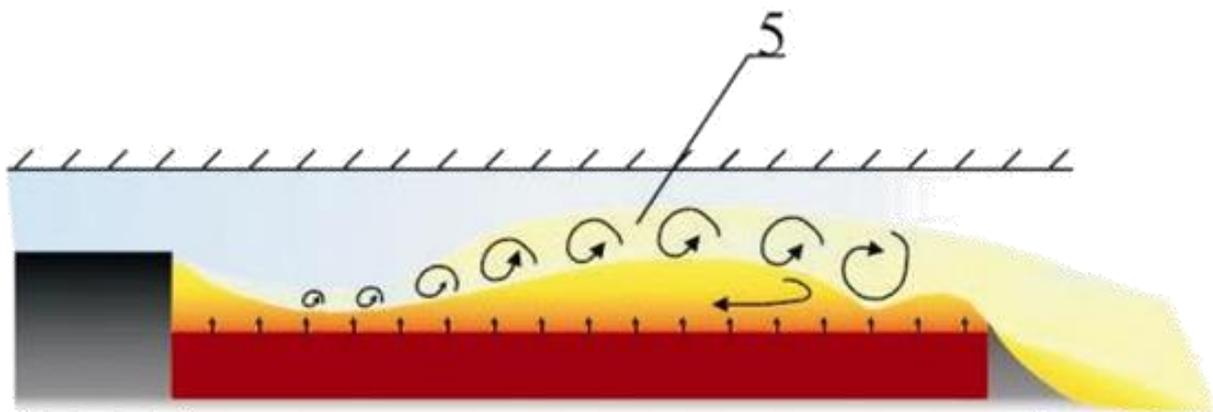
концептуальное направление развития: скоростные летательные аппараты с двухконтурными прямоточными камерами [33].



а) Твердотельный контур классического сопла
1 – камера сгорания; 2 – сопло Виташинского; 3 – сопло Лавалья.



б) Камера сверхзвукового сгорания постоянного сечения
3 – сопло внешнего истечения, 4 – границы погранслоя.



в) Теоретическая схема камеры сверхзвукового сгорания на встречных струях
5 – вихри.

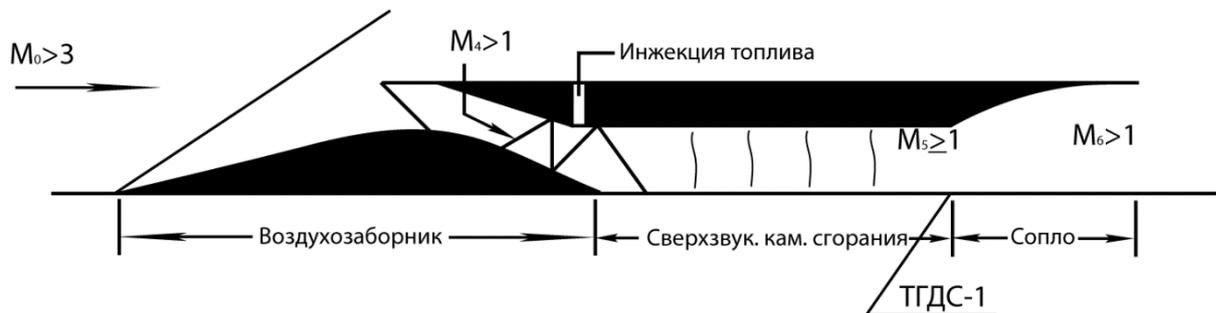
Рисунок 1.12 – Схемы отечественных двухконтурных камер вихревого смешения и горения

На рис. 1.13 показана эволюция развития идеи от скоростного одноконтурного ПВРД к скоростным двухконтурным ПВРД с лобовым двухконтурным воздухозаборным устройством и двухконтурными камерами. Достоинства и недостатки таких двухконтурных камер и сопел подробно приведены в трудах ЦАГИ и Королевских чтениях. Отметим, что главная особенность испытанных схем двухконтурных камер 90-х годов заключается в том, что процесс соплового торможения и дросселирования во втором контуре камеры осуществлялся не только спутной, но и перпендикулярной подачей воздушно-газогенераторных струй из первого контура камеры, как в первой работе Строкина В.Н.

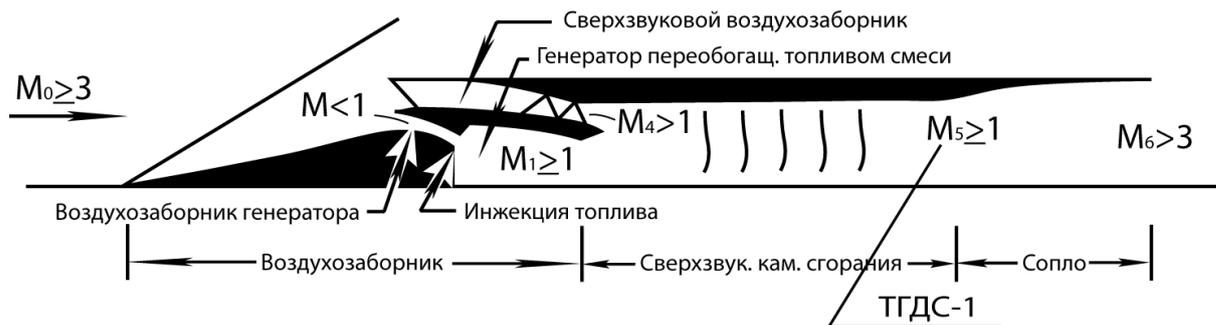
Основное достоинство двухконтурных расширяющихся камер вихревого смешения и горения заключается в том, что они имеют больший коэффициент донной тяги в сравнении с соплом Лавалья, при условиях критической скорости и давления воздушного потока на входе в камеру и постоянства (изобаричности) его давления вдоль расширяющейся части камеры. Это соответствует условию равенства скоростей линейного расширения площади камеры и площади вытеснения ядра воздушного потока вихревым тепловым клином вида:

$$\frac{dF_x}{dx} = \frac{dF_K^*}{dx} \quad (1.1)$$

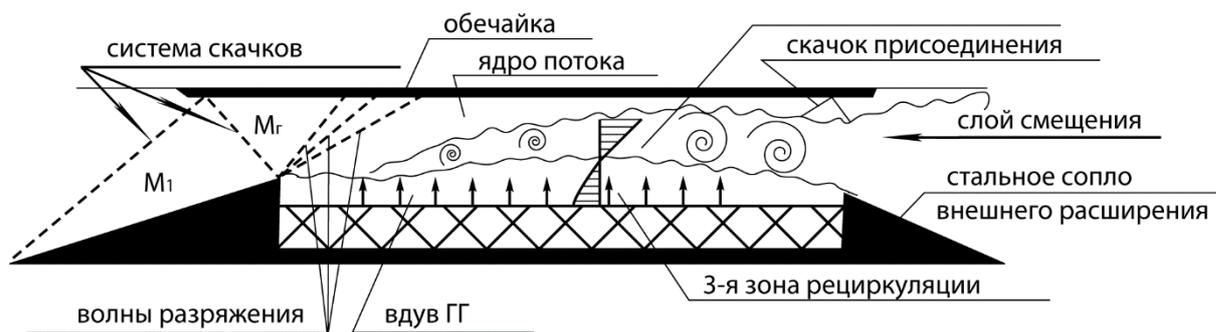
где $F_K^* = \int \left(1 - \frac{1}{\theta_K \cdot m_K}\right) \cdot \gamma_K \cdot dF_K$ – площадь вытеснения ядра потока камеры второго контура; F_K – площадь камеры второго контура; γ_K – вероятность появления в произвольной точке сечения камеры продуктов горящего погранслоя; $\theta_K = \frac{T_K}{T_0}$ – 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.



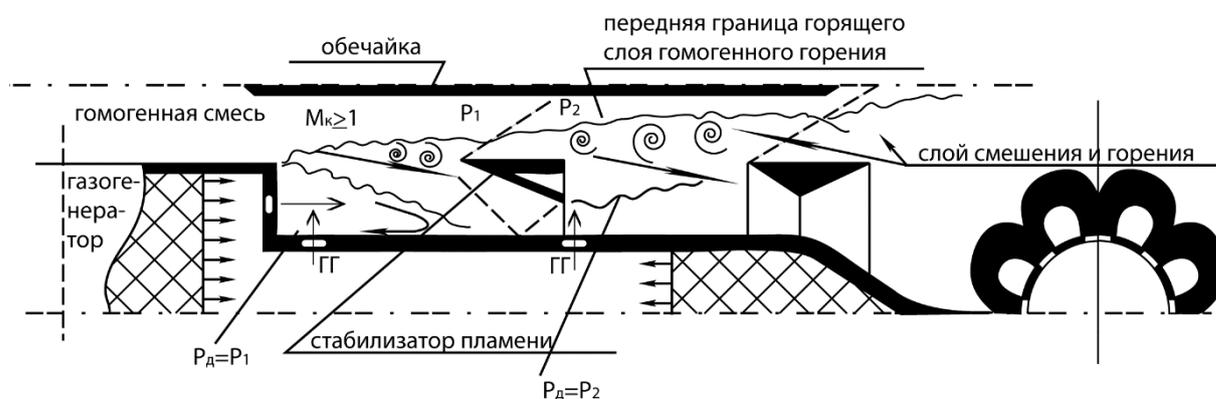
Конструктивная схема типовой одноконтурной камеры сгорания



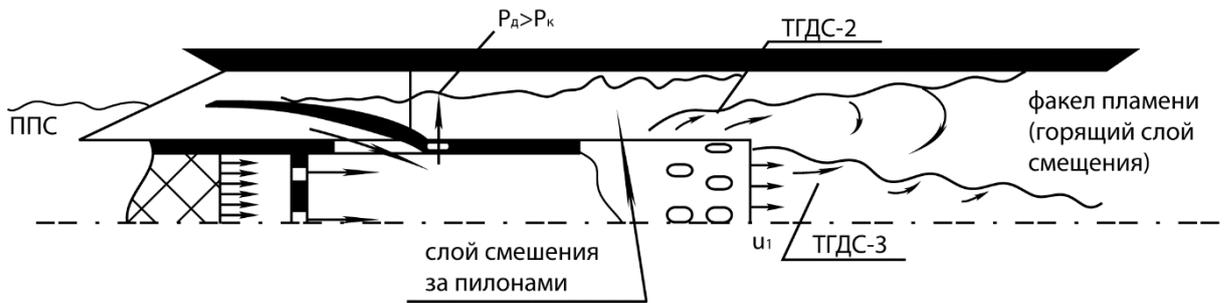
Конструктивная схема типовой двухконтурной камеры сгорания



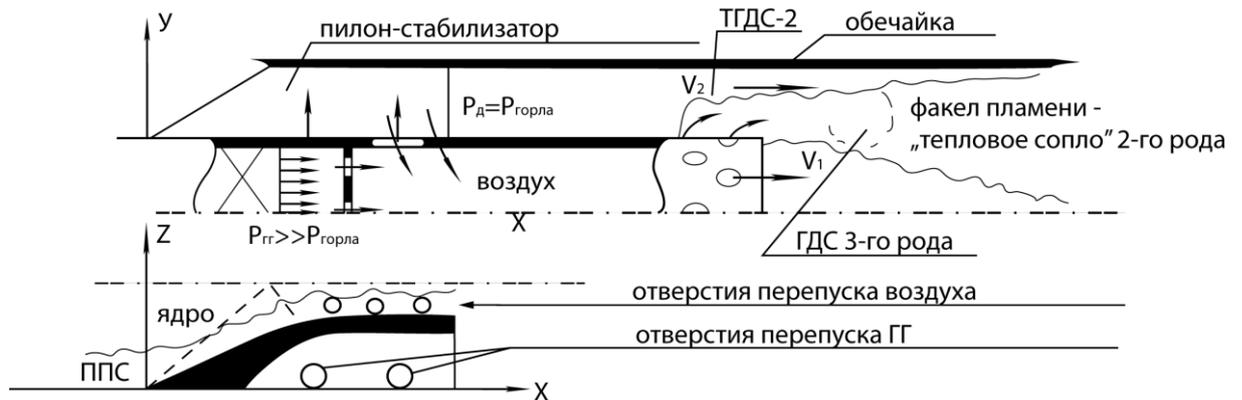
Конструктивная схема экспериментальной двухконтурной модели



Конструктивная схема со ступенчатым центральным корпусом



Конструктивная схема с принудительным распределением воздуха по контурам



Конструктивная схема с естественным распределением воздуха по контурам

Рисунок 1.13 – Двухконтурные камеры на перпендикулярных и спутных струях

Крайне важно отметить, что показанные выше схемы конструктивных решений не проверены экспериментально и не имеют чёткой методологии. Поэтому цель настоящей работы сводится к проведению экспериментов, расчётно-теоретическим исследованиям и анализу полученных результатов.

Важной проблемой, определяющей надёжность и работоспособность камеры сгорания и всего двигателя в целом, является разработка систем теплозащиты корпуса камеры [31, 34]. Эта фундаментальная задача связана с созданием новых композиционных материалов. Однако прежде, чем заниматься решением данной задачи необходимо знать исходные данные характеристик рабочего процесса. Это актуально при исследовании принципиально новых схем сверхзвуковых двухконтурных камер, исследование рабочих характеристик которых раньше подробно не проводилось.

1.2 Перспективы развития твердых топлив

В настоящее время для температурного диапазона ± 50 °С окружающей среды широко применяются традиционные твердые топлива – баллиститные и смесевые. Стандартный удельный импульс подобных топлив ограничивается величиной 2500...2530 м/с при перепаде давления в сопле $p_K/p_A=40:1$. Связано это с отсутствием морозостойких связующих и с повышенными эксплуатационными характеристиками. Возможный выход из создавшейся ситуации – это переход на активные связующие. Однако, существующие технологические, реологические и т.п. трудности, сдерживают их широкое внедрение.

Для твердых топлив, работающих в интервале положительных температур возможно применение компонентной базы с повышенными энергетическими характеристиками, что позволяет поднять стандартный удельный импульс тяги до величин 2600 м/с и более, а отдельные композиции и до 3000 м/с.

Повышение характеристик твердых топлив возможно по трем направлениям:

1. Повышение температуры горения заряда до $T=4000...4500$ К. Этот путь несет в себе массу конструктивных проблем. При таких температурах понятие прочности элемента конструкции, выполненного даже из углерода, попросту не существует. Для крупногабаритных двигателей предлагается изготовление заряда твердого топлива из двух различных топлив. Так, кроме основного высокотемпературного заряда предлагается в предсопловой части двигателя размещать дополнительный низкотемпературный заряд, продукты сгорания которого, омывая открытые участки корпуса и сопла, защитят их от сверхвысоких температур.

Для РДТТ относительно малых калибров, таких как двигатели авиационных ракет, небольших ЗУР и т.п. двигателей такой путь мало перспективен. Повышение удельного импульса не сможет компенсировать увеличения габаритов и массы на дополнительное теплозащитное покрытие. Есть вопросы с обеспечением работоспособности. Кроме того, необходимо помнить о широком температурном диапазоне использования подобных двигателей.

2. Применение топлив на основе активных связующих и замена перхлората аммония (ПХА) на мощные взрывчатые вещества (ВВ), такие как октоген, гексоген, перспективные вещества типа SL-20 и подобные им.

Такие составы при сохранении $T < 3500 \dots 3600$ К имеют не только повышенный удельный импульс, но и большую плотность и эластичность. Например, замена традиционного (на данный момент) состава в РДТТ авиационного назначения привело к повышению суммарного импульса на 7,5...8,5%.

Составы с активными связующими повышают плотность до 1800...1900 кг/м³ и выше. Их удельный импульс – 2500...2560 м/с. Однако для подобных высокоэнергетичных топлив с высоким содержанием к-фазы (предельное содержание Al) у двигателей с малым временем пребывания продуктов сгорания в камере сгорания имеются проблемы с реализацией располагаемого термодинамического импульса.

Замена ПХА на октоген также способствует повышению удельного импульса и плотности. Основной недостаток – высокие $\nu > 0,4$. Наибольший интерес представляет замена ПХА на взрывчатые вещества типа SL-20, но на сегодняшний день он очень дорог и может рассматриваться только для РДТТ стратегических и подобных им ракет.

3. Комплексное повышение всех характеристик топлив, как за счет повышения температуры, так и за счет расширения компонентной базы [35].

Здесь разработчиков топлив ждут серьезные трудности по взаимной совместимости компонентов, их стабильности в течение жизненного цикла, взрывобезопасности, сохранении всех характеристик при эксплуатации. Так высокоэнергетичные компоненты часто бывают либо химически нестабильны, либо химически агрессивны к другим компонентам топлива, либо могут быть склонны к детонации. Низкие температуры эксплуатации существенно ограничивают уровень механических свойств зарядов, что приводит к недостаточно высокому коэффициенту заполнения камеры сгорания топливом. В связи с этим, несмотря на постоянно принимаемые усилия разработчиков топлив

по повышению их характеристик, эффективность работ в этом направлении все время снижается.

Несмотря на указанные трудности в России достигнуты определенные успехи в создании высокоэнергетичных составов. Кроме того, для отдельных классов двигателей может быть получен переходом на альтернативные виды топлива, например, пастообразное (ПТ).

Пастообразное топливо (ПТ) обладает, по сравнению с твердым топливом (ТТ), некоторыми преимуществами, такими как:

- Пастообразное топливо, даже в пределах одного базового состава, позволяет широко варьировать физико-химический состав топлива. В составе ПТ отсутствуют компоненты с высокой реакционной способностью – вещества, вызывающие полимеризацию или отверждения топливной массы, ограничивающие применение некоторых компонентов ТТ.

- Высокая скорость горения (в 2...10 раз превышающая скорость горения ТТ) и отсутствие требований по прочности заряда позволяют реализовать конструкцию двигателя с зарядом торцевого горения и получить коэффициент объемного заполнения камеры близким к единице.

- Обеспечение высокой скорости сгорания торцевого заряда как за счет высокой собственной скорости горения ПТ, так и за счет простых конструктивных решений. Механизм регулирования баллистических характеристик достигается за счет введения в рецептуры высокоэффективных катализаторов горения, которые изменяют интервалы регулирования скорости горения ПТ в более широких диапазонах, по сравнению с ТТ:

- повышенная плотность состава;
- создание зарядов любых форм и размеров;
- высокая безопасность при падении и простреле;
- сокращенный по времени цикл изготовления заряда и отсутствие формообразующей оснастки;
- достаточно простая и безопасная утилизация двигателя после окончания срока эксплуатации;

– результаты исследований работоспособности пастообразных ПТ на основе активного связующего, окислителя с катализаторами горения показывают, что в диапазоне давлений от 1,0 атм до 4000 атм имеет место устойчивое сгорание составов без перехода горения в конвективное или преддетанационное. Таким образом ПТ не склонно к переходу горения в детонацию даже при давлениях, превышающих 1000 атм.

Номенклатура компонентов, используемых при создании рецептур ПТ, не отличается существенно от компонентной базы СРТТ, за исключением связующего (жидко-вязкого связующего или ЖВС).

Тенденция развития и разработки высокоэнергетических ПТ носит такой же характер, как и создание энергоемких ТТ. Это введение в рецептуры вышеназванных высокоэнергетических добавок. При переходе от твердого топлива к пастообразному появляется возможность снижения содержания окислителя в составе топлива за счет использования «активного» связующего, имеющего в своем составе окислительные элементы.

Для реализации новых конструкции разрабатываемых малоразмерных сверхзвуковых летательных аппаратов весьма перспективным видится применение твердых легкоплавких горючих (ЛПГ) [36]. Легкоплавкие горючие – это такие горючие, у которых температура плавления превышает 60 °С. Они могут содержать тугоплавкие наполнители и состоят из легкоплавких компонентов (ЛПК), таких как высокоплотные полициклические углеводороды или элементоорганические соединения. Наполнителями для ЛПГ могут являться С, Al, В, AlВ_х и другие.

У ЛПГ есть ряд преимуществ перед суспензионными тиксотропными и жидкими горючими, так как они не пожароопасные, малотоксичные и хранятся на борту ЛА в твердом состоянии. Применяются ЛПГ в основном в виде шашек или расплава. При вводе в ЛПГ гидрида фуллерена усиливает процесс горения горючего вследствие ускоренного распада гидрида фуллерена на водород и элементный углерод, это в свою очередь улучшает параметры прямоточных воздушно-реактивных двигателей.

Одним из возможных ЛПГ являются горючие на основе полиэтилена и углерода. Твердое горючее на основе полиэтилена обладает достоинствами жидких горючих и твердых топлив и лишено их недостатков. В частности, по энергетическим характеристикам оно не уступает жидким углеводородам и в то же время позволяет снизить эксплуатационные издержки, повысить надежность, упростить конструкцию двигателя. Полиэтилен, входящий в состав ЛПГ плавится при температуре выше $100\text{ }^{\circ}\text{C}$, нетоксичен, является массовым продуктом. Наличие возможных микротрещин или микропузырьков, которые могут образовываться при изготовлении блоков, не влияет на процесс горения, т.к. вначале блоки горючего подвергаются пиролизу и газификации, а в камеру сгорания поступают уже газифицированные продукты пиролиза. Приведем связь между объемной и массовой теплотой сгорания горючих на основе полиэтилена, углерода, алюминия, бора и диборида алюминия (рис. 1.14).

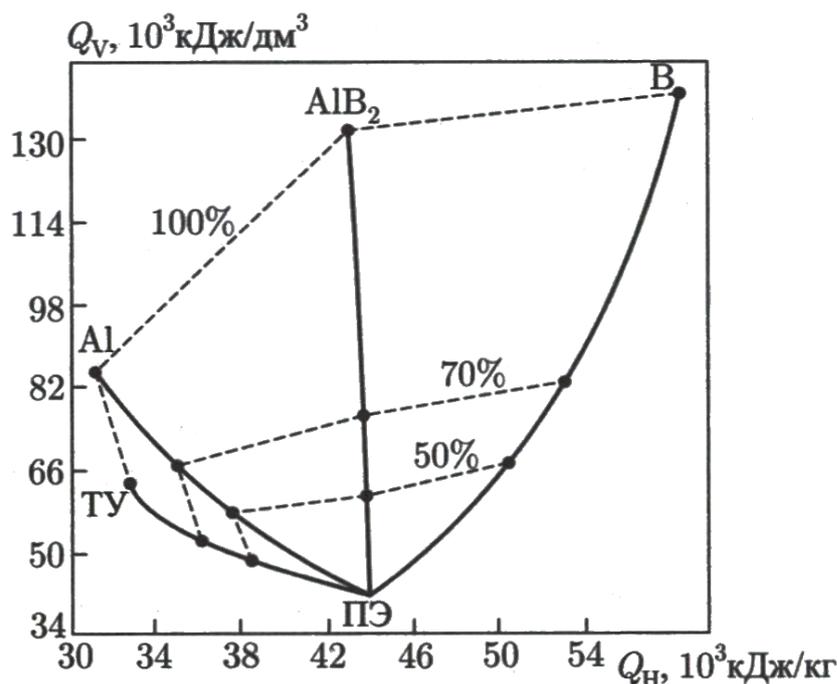


Рисунок 1.14 – Связь между объемной и массовой теплотой сгорания горючих на основе ПЭ, углерода, алюминия, бора и диборида алюминия

Перспективным топливом для сверхзвуковых летательных аппаратов является ЛПГ с добавлением технического углерода (твердый керосин). Шашки новых образцов твердого углеводородного и твердого металло-углеводородного

горючего прошли стендовые испытания в ИТПМ СО РАН (г. Новосибирск). Испытания показали, что они, в отличие от обычного керосина, самовоспламеняются при обдуве их в составе двигателя потоком воздуха со скоростью $M_{н} \geq 2,7$ при температуре 750 К и выше. В случае добавки карборана температура самовоспламенения горючего составляет 650 К при $M_{н} \geq 2,4$. Скорости бокового и лобового горения составляют соответственно 0,3 мм/с и 1 мм/с.

Теплотехнические характеристики легкоплавких горючих полиэтилен (ПЭ)+технический углерод (ТУ) приведены в табл. 1.1.

Таблица 1.1 – Теплотехнические характеристики горючих ПЭ+ТУ

Показатель	ТУ в смеси, % (мас.)							
	0	20	30	40	50	60	70	100
$\gamma_{\text{ТУ}}$, % (об.)	0	10,82	17,22	24,44	32,67	42,13	53,10	100
M	25000	20002	17504	15005	12506	10007	7508	12,01
ρ_{20} , кг/м ³	922	1028	1090	1161	1242	1334	1441	1900
Q_{H} , кДж/кг	44212	41927	40784	39641	38498	37355	36212	32783
Q_{V} , кДж/дм ³	40763	43099	44455	46021	47813	49831	52180	62287
$H_{\text{ТП}}$, кДж/кг	2807	2777	2761	2743	2726	2707	2688	2625
$t_{\text{ж}}$, °С	2160	2163	2165	2166	2167	2169	2171	2175
L_0 , $\frac{\text{кг возд.}}{\text{кг гор.}}$	14,75	14,10	13,77	13,45	13,12	12,80	12,47	11,49

Ещё одним перспективным направлением в разработке высокоэнергетических горючих для сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей является использование в качестве добавок к горючему (полиэтилену или другим полиолефинам) ультра- и нанодисперсных порошков алюминия. Так, в последнее десятилетие было проведено много работ по изучению возможности использования нанодисперсных порошков металлов в жидких, гелеобразных и твердых ракетных топливах. Исследования показали, что в отличие от микронного алюминия, который влияет на температуру пламени в камере сгорания, но не оказывает влияния на скорость горения твердого ракетного топлива, замена микронного алюминия на наноразмерный порошок алюминия

приводит к увеличению скорости горения твердых ракетных топлив, жидких и гибридных горючих. При горении образуется конденсированная фаза Al_2O_3 , при этом в факеле не видно горящего алюминия. Вычисленное время жизни горящих частиц составляет около 40-70 наносекунд.

Результаты экспериментов с введением наноразмерного порошка алюминия в смесевые твердые топлива показывают значительное увеличение скорости горения при частичной или полной замене микронного алюминия наноразмерным, при этом увеличение удельной поверхности нанопорошка выше $10 \text{ м}^2/\text{г}$ ещё больше увеличивает скорость горения [36]. Так же было показано, что замена промышленного порошка алюминия АСД-4 на наноразмерный порошок алюминия сокращает время задержки воспламенения и улучшает эффективность горения алюминия в ракетных топливах, что объясняется высокой химической активностью наноразмерного порошка алюминия. Введение 13-20% наноразмерного порошка алюминия или бора в полибутадиен с концевыми гидроксильными группами, не содержащий окислителей, увеличивает его скорость горения с воздухом на 40-70%, а в случае нитроцеллюлозы отмечено возрастание скорости горения в два раза.

Основным недостатком предложенных и испытанных новых твердых металлоуглеводородных горючих является то, что горение происходит раздельно в две стадии. Сначала начинает гореть полиэтилен, а затем порошок мелкодисперсного металла вместо необходимого нанодисперсного металла. При этом не происходит выноса оксида металла из камеры сгорания двигателя и образуется каркас из продуктов сгорания. Кроме того, следует учесть, что в настоящий момент создание рецептур и технологии изготовления ЛПГ находятся на стадии лабораторных исследований. Поэтому многие проблемы и сложности ещё предстоит решить.

1.3 Методы исследования

Настоящая работа посвящена исследованию процессов горения в двухконтурной камере сгорания. Расчёт горения продолжает оставаться сложнейшей задачей. В камере сгорания протекает турбулентное горение, которое

считается наиболее сложным разделом теории горения [37]. Поэтому в диссертации рассматриваются преимущественно экспериментальные и расчётно-теоретические методы (моделирование процессов горения в современных СAE-системах) без углубления в теорию и физику горения.

1.3.1 Экспериментальные методы

Методология экспериментальной отработки и исследований твердотопливных прямоточных двигателей, их узлов и элементов приведена в работах [38-47].

Одной их существенных проблем является обеспечение надежного воспламенения [48-51] и стабильного горения в сверхзвуковых камерах сгорания [52-64].

Сложность процессов горения ведёт к необходимости экспериментальной верификации данных, полученных расчётно-теоретическими методами. Для этих целей в настоящее время применяются различные газодинамические установки. Наиболее перспективными из которых, на сегодняшний день, являются установки кратковременного действия (short-duration facilities) [65]. Разделим их на группы:

1. ударные трубы;
2. ударные трубы адиабатического сжатия (с тяжелым поршнем);
3. ударные трубы типа Людвига;
4. электроразрядные (импульсные) аэродинамические трубы;
5. трубы адиабатического сжатия.

Все выше перечисленные установки обладают схожим качеством, а именно – продолжительность существования рабочего режима в них не превышает 1 с (рис. 1.15). Следует заметить, что несмотря на явную границу, проходящую через 1 секунду, можно уменьшить продолжительность работы обычных аэродинамических труб до 1^{-10} с, переведя их в область установок кратковременного действия. Такой подход был применён и к газодинамической установке МАУ, на которой проводились экспериментальные работы, вошедшие в настоящую диссертацию.

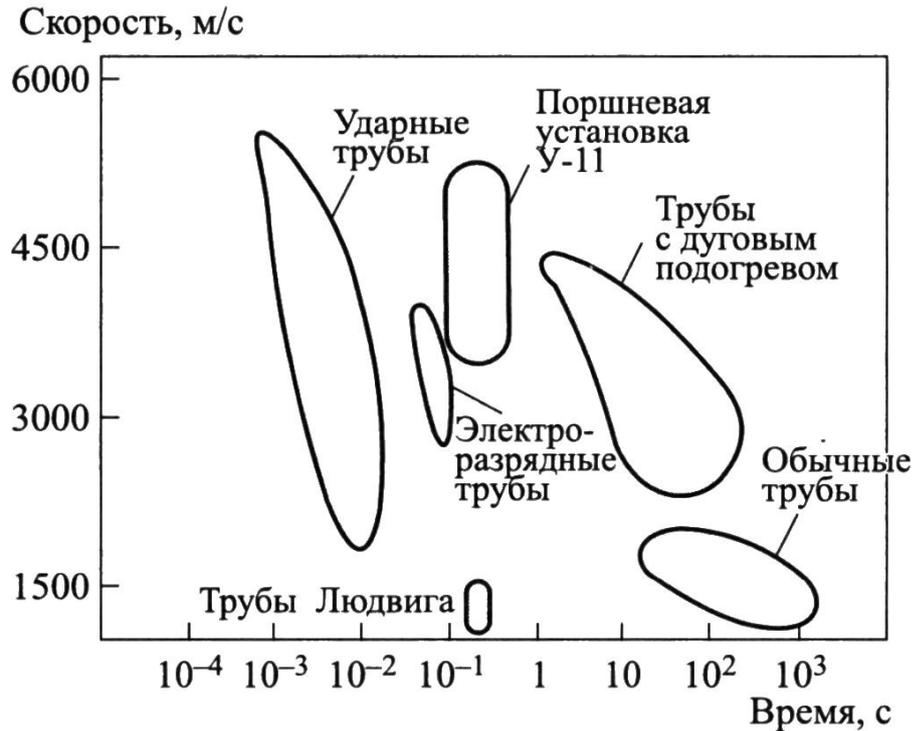


Рисунок 1.15 – Продолжительность рабочего режима современных аэродинамических установок

Работы ИТПМ СО РАН подтвердили целесообразность и обоснованность использования установок кратковременного действия для моделирования ЛА в диапазоне чисел Маха от 2 до 12. Данные установки обладают сравнительно простой и надежной конструкцией, позволяют получать весьма высокие значения давления и температуры рабочего газа в форкамере. Перечислим достоинства установок кратковременного действия:

1. Возможность моделирования горения в камере сгорания ПВРД за счёт высоких предельно достижимых параметров торможения.
2. Использование упрощённых конструкций моделей, так как малое время работы установки не требует проектировать сложные системы теплозащиты и теплоотвода.
3. Использование более дешёвых и массовых датчиков, защита их от тепловых нагрузок.
4. Упрощение подачи топлива, за счёт производства больших секундных расходов и возможности расположения запасов топлива внутри самой модели.

5. Отсутствие необходимости пускового регулирования воздухозаборных устройств (ВЗУ), достигаемое благодаря ударному запуску.

К недостаткам установок кратковременного действия относятся невозможность:

1. Обеспечить малотурбулентный незагрязненный поток, набегающий на модель.

2. Моделировать такие режимы работы ПВРД как: разгон, изменение угла атаки и т.д.

3. Испытывать крупногабаритные летательные аппарат.

4. Переносить полученных результатов на натурные условия.

Проанализировав выше перечисленные преимущества и недостатки можно сделать вывод о обоснованности применения в настоящей диссертации установок кратковременного действия для работ по определению эффективности смешения и горения топлива в камере сгорания, выявлению зависимостей и влияния геометрии проточной части на внутрикамерные процессы. В частности, для решения поставленных задач применялись два испытательных стенда: Модельная аэродинамическая установка (МАУ) и Стенд «Сверхзвукового горения» (рис. 1.18, 1.19).

МАУ является развитием аэродинамических установок импульсного типа «Транзит» (1980-1982 гг.) и «Транзит-М» (1984 г.). Аэродинамическая труба МАУ способна генерировать поток воздуха или инертного газа со скоростью $M=2...4$ без нагревателя рабочей среды и со скоростью $M=4...7$ с использованием нагревателя. Длительность работы модельной аэродинамической установки зависит от условий испытаний и регистрирующей аппаратуры. Обычно продолжительность эксперимента составляет от 1,0 до 2,0 секунд.

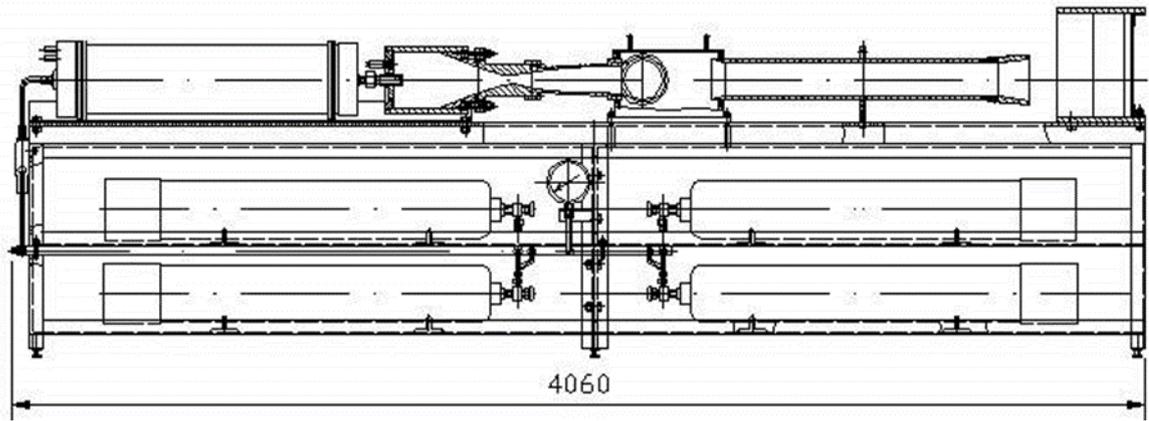
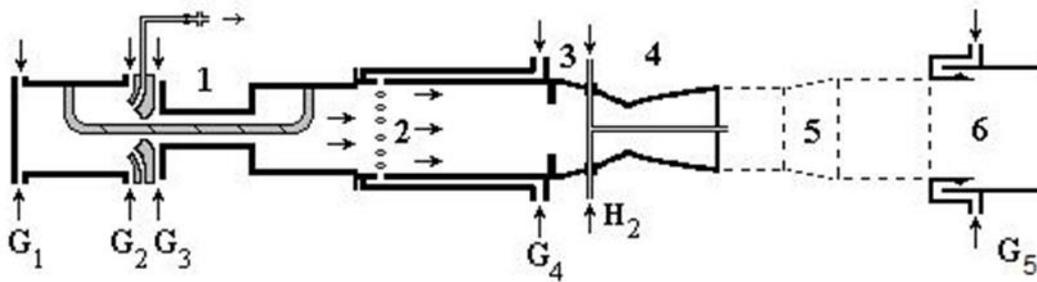


Рисунок 1.16 – Общий вид Модельной аэродинамической установки



Рисунок 1.17 – Фотография стенда МАУ

Стенд «Сверхзвукового горения» обеспечивает следующие параметры воздушного потока: температуру торможения T_0 – от 1200 до 3000 К, давление торможения P_0 до 10 атм (106 Па), расход воздуха G до 2 кг/с, время непрерывной работы t до 110 с, время выхода на режим 1 с. Особенностью стенда является осуществление подогрева воздуха электродуговым подогревателем (плазмотроном, мощностью 2 МВт). Это позволяет создавать сверхзвуковой высокотемпературный поток воздуха с параметрами, превышающими возможности установок с огневым подогревом воздуха.



- 1 – плазмотрон (ЭДП); 2 – форкамера с подачей воздуха на подмешивание (G_4);
 3 – охлаждаемый переходник от форкамеры к соплам;
 4 – охлаждаемое сопло и подача топлива через инжектор;
 5 – исследуемая область (канал/образец/модель и т.п.); 6 – эжектор.
 G_1 -3 – подача воздуха в ЭДП; G_5 – подача воздуха в эжектор.

Рисунок 1.18 – Схема установки



Рисунок 1.19 – Фотография установки «Стенд сверхзвукового горения»

1.3.2 Расчётно-теоретические методы

Процесс решения задачи, от зарождения идеи до готового изделия, встроен в систему САПР – CAD/CAM/CAE/PDM. Газодинамические расчеты проводятся с помощью CAE-систем. Наиболее известными являются системы:

1. ANSYS – универсальная система конечно-элементного анализа с встроенным пре-постпроцессором.

2. Autodesk Simulation CFD – программа вычислительной газо-гидродинамики.

3. SolidWorks Simulation – семейство расчетных пакетов в среде SolidWorks (прочность, динамика, тепло, частотный анализ, газо-гидродинамика и пр.).

Автором настоящей работы в качестве основного расчётного инструмента была выбрана система ANSYS CFX. Она позволяет проводить расчеты горения в сверхзвуковом потоке и широко используется для решения задач газо-гидродинамики.

Основой программного комплекса ANSYS выступает система уравнений сохранения.

Система уравнений Навье-Стокса представляется в векторном виде:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \bar{W} dV + \oint [\bar{F} - \bar{G}] dA = \int_V \bar{H} dV \quad (1.2)$$

При этом векторы \bar{W} , \bar{F} и \bar{G} определены так:

$$\bar{W} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}, \bar{F} = \begin{Bmatrix} \rho \bar{v} \\ \rho \bar{v} u + p \bar{i} \\ \rho \bar{v} v + p \bar{j} \\ \rho \bar{v} w + p \bar{k} \\ \rho \bar{v} E + p \bar{v} \end{Bmatrix}, \bar{G} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + \bar{v} \end{Bmatrix}, \quad (1.3)$$

где τ – тензор вязких напряжений; q – тепловой поток.

Вектор \bar{H} включает в себя силы, приложенные к телу и источники энергии.

Полная энергия связана с полной энтальпией следующим соотношением:

$$E = H - \frac{p}{\rho} \quad (1.4)$$

$$H = h + \frac{|\bar{v}|^2}{2}$$

Для получения численного решения нужно следовать алгоритму:

1. Расчетная область разбивается на конечные объемы (используется метод конечного объема). Искомая непрерывная функция распределения заменяется дискретным аналогом (дискретизация).

2. Проводится интегрирование уравнений сохранения по каждому из объемов, соблюдая условия консервативности, что существенно увеличивает точность численной модели.

3. Вычисляются искомые величины методом последовательных приближений. Предварительно линеаризуются полученные уравнения. Уравнения сохранения расхода, импульса и энергии решаются одновременно, в то время как уравнение турбулентности решается самым последним.

1.4 Задачи исследования

На основании проведенного анализа литературных источников сформулированы задачи исследования:

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 определить основные геометрические параметры, оказывающие основное влияние на рабочий процесс в камере сгорания, и выбрать безразмерные критерии. Сформировать облик сверхзвуковой камеры.

2. РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ СВЕРХЗВУКОВОЙ ДВУХКОНТУРНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

2.1 Объект исследования

Камера сгорания является одной из основных частей двигателя. От её совершенства зависит надёжность и эффективность работы всего двигателя. В камере сгорания происходит преобразование химической энергии топлива в теплосодержание продуктов сгорания. Основная задача камеры – увеличение теплосодержания рабочего тела, протекающего через неё [66].

Объектом исследования является схема двухконтурной камеры, показанная на рисунке 2.1. Особенностью данной схемы заключается организация взаимодействия сверхзвукового «холодного» потока воздуха, поступающего из канала 1 ВЗУ, с горячими продуктами сгорания твёрдого топлива из газогенератора и встречной струёй второго уступа, расположенного перед соплом. Следует отметить, что численное значение температуры сверхзвукового потока воздуха, поступающий из канала ВЗУ, меньше температуры сгорания газа в камере. Поэтому, условно называем этот поток «холодным».

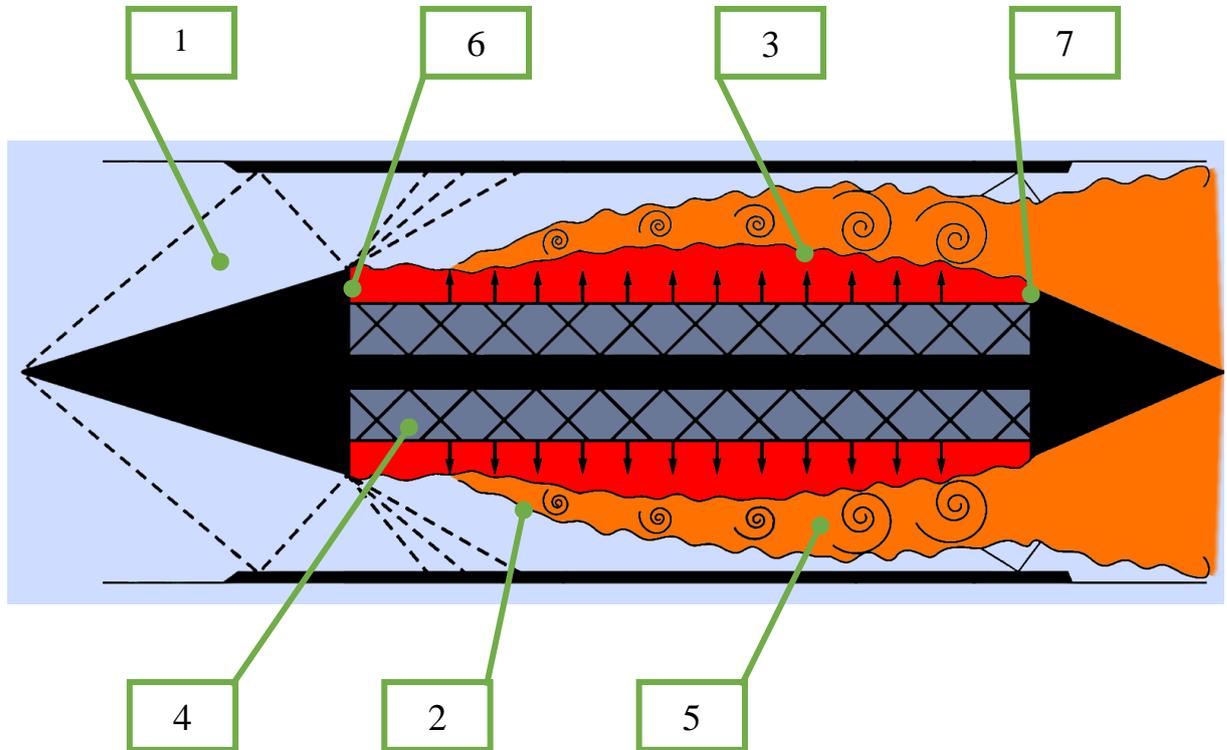
В результате взаимодействия потоков создаются отрывные зоны. Они состоят из крупных вихрей в «зоне обратных токов» и оторвавшегося пограничного слоя, содержащего менее крупные подвижные вихри. Появляется эффект активного охлаждения обечайки «холодным» потоком воздуха.

Горение топливно-воздушной смеси осуществляется за счёт теплогазоаэродинамического взаимодействия в образованной вихревой области.

Преимуществами такой конструктивной схемы являются:

1. Повышается полнота сгорания и удельный импульс тяги двигателя, за счёт дожигания продуктов сгорания твёрдого топлива в вихревых зонах;
2. Обеспечивается активное охлаждение наружного контура сверхзвуковым потоком воздуха, поступающим из воздухозаборного устройства.

При проектировании камер сгорания необходимо учитывать, что камера является непосредственной частью летательного аппарата, что ведёт к ограничениям и специфическим особенностям, которые нужно учитывать [67].



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 2.1 – Конструктивная схема сверхзвуковой камеры на встречных струях

Камеры сгорания должны удовлетворять следующим требованиям:

1. Высокая полнота сгорания на основных режимах работы двигателя. Данное требование напрямую связано с экономичностью двигателя, так как коэффициент полноты сгорания пропорционален экономичности двигателя.

2. Минимальные габариты камеры сгорания. С увеличением габаритных размеров повышается сложность двигательной установки, повышается её вес, увеличивается поперечный размер двигателя. При их уменьшении упрощается компоновка двигателя.

3. Минимальные гидравлические потери. Чем меньше гидравлические потери, тем выше экономичность двигателя.
4. Устойчивый запуск камеры сгорания при любых условиях полёта.
5. Устойчивость горения в камере сгорания при любых условиях полёта.
6. Обеспечение гарантийного срока службы.
7. Равномерность статического давления, поля температуры.

Следует учитывать противоречивость выше изложенных требований. Например, при использовании более сложных конструктивных элементов камеры – повышается эффективность смесеобразования, полнота сгорания, но увеличиваются гидравлические потери, становится меньше скорость истечения газов и, как следствие, уменьшается тяга двигателя.

Использование конструктивных схем многоконтурных прямоточных камер сгорания позволяет увеличить полноту сгорания на основных режимах работы двигателя и, одновременно, уменьшить габариты силовой установки.

На основе выше приведённой схемы разработана модельная аэродинамическая установка. Конструкция и принцип работы которой приведены ниже.

2.2 Модельная установка двухконтурной камеры сгорания

Модельная установка (рис. 2.2, 2.3, 2.4) предназначена для исследования рабочего процесса в сверхзвуковых двухконтурных камерах сгорания [68]. Она устанавливается на стенде МАУ (рис. 1.17). Основные узлы установки: плоское сопло-решетка 1, камера сгорания 2 и блок предварительно смешения 3.

Характеристики потока в камере сгорания 2: число Маха на входе $M=1,75...2,5$; температура торможения до $T=1800$ К. Камера снабжена окнами для оптических наблюдений с пропусканием в ультра-фиолетовой области спектра. 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

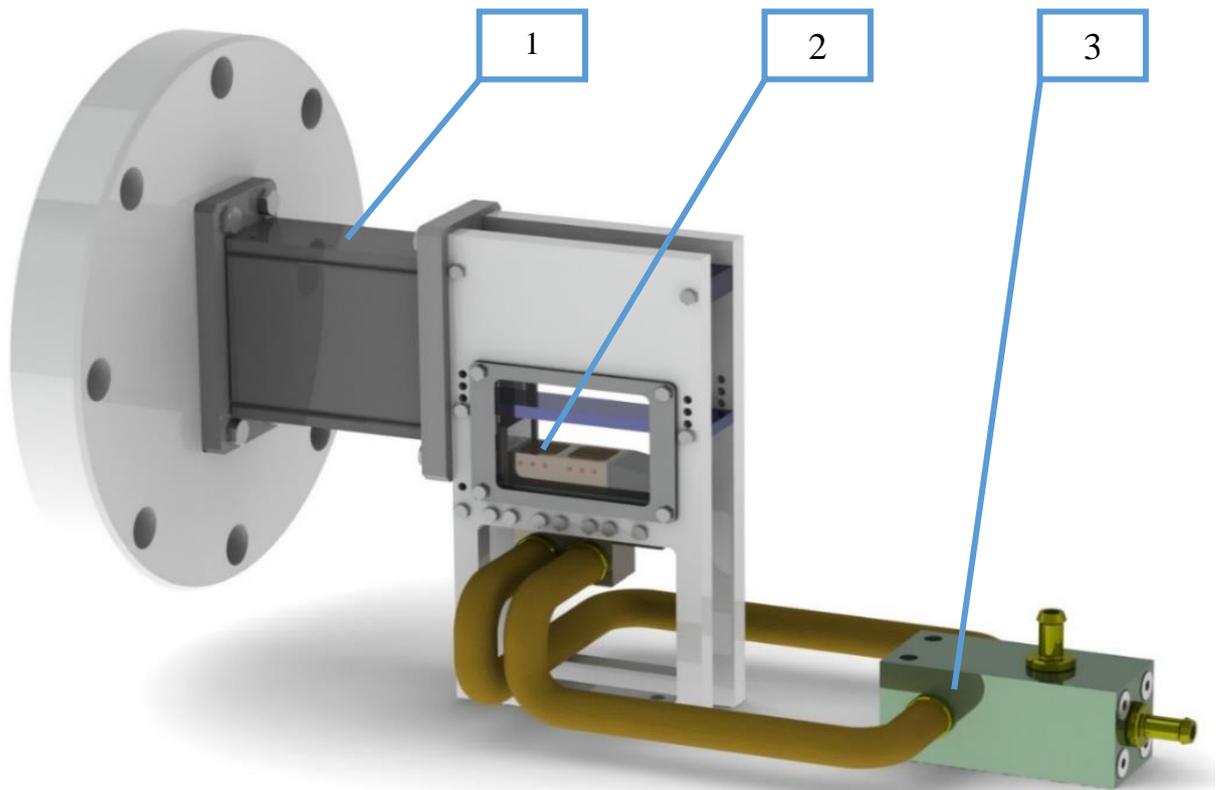
топливных эжекторов и геометрии камеры дожигания: высоты воздушного канала, конфигурации расширения.

Плоское сопло-решетка 1 спроектировано взамен стандартных сопел МАУ чтобы устранить проблему запираания потока, обусловленную ограничением габаритам испытуемых модели. Изначально МАУ, расположенная в МАИ, рассчитывалась на решение задач внешнего обтекания малогабаритных моделей сверхзвуковым потоком воздуха. Диаметр исследуемых моделей ограничен 40 мм. В модельной установке решается внутренняя задача и её габариты значительно превосходят допустимые, поэтому применяется плоское сопло. Расчёт плоского сопла и его экспериментальная отработка представлены в разделе 2.2.1. Блок предварительного смешения 3 служит для перемешивания смеси и последующей её подачи в камеру сгорания 2.

Камера сгорания (рис. 2.5) состоит из клина 1, топливных инжекторов 2 и сопла 3. Конструкция камеры сгорания спроектирована таким образом, что можно изменять положение топливных инжекторов (рис. 2.6) и клина, изменяя тем самым внутреннюю геометрию модельной камеры сгорания. Конструкция камеры сгорания позволяет использовать заряд твердого топлива вместо топливных инжекторов, но с целью упрощения конструкции модельной установки, стремления к ее универсальности, снижения стоимости испытаний и обеспечения требований к экологии эксперимента, заряд твердого топлива не использовался. Универсальность установки состоит в том, что, вводя дополнительные модификации, можно использовать камеру сгорания модельной установки, как на различных стендах, так и при исследовании разных явлений и процессов.

Топливный инжектор (рис. 2.6) состоит из: штуцера 1, приваренного к базовому блоку 2 и стабилизатора горения 3. Пластинчатый стабилизатор горения 3 конструкции Казанцева Ф.Ф. необходим для предотвращения проскока или отрыва пламени во время работы топливного инжектора [69, 70]. Задача топливного инжектора – подвод газа или смеси газов в камеру сгорания установки. В конструкции камеры сгорания применяется два независимых инжектора, что

обеспечивает более равномерную подачу смеси. Предусмотрены дросселирующие элементы, которые меняют расход в топливных инжекторах.



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

Рисунок 2.2 – Модельная установка (3D – модель)

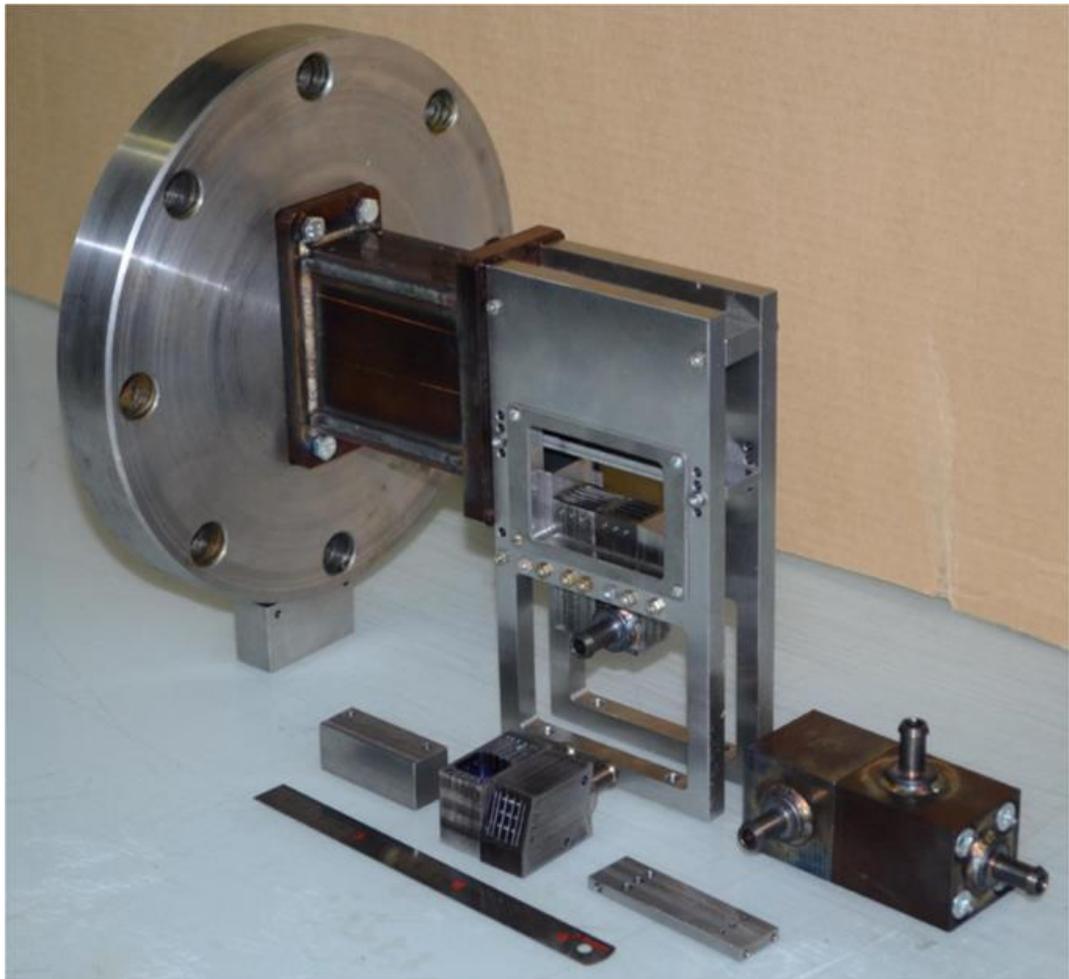


Рисунок 2.3 – Модельная установка (фотография)

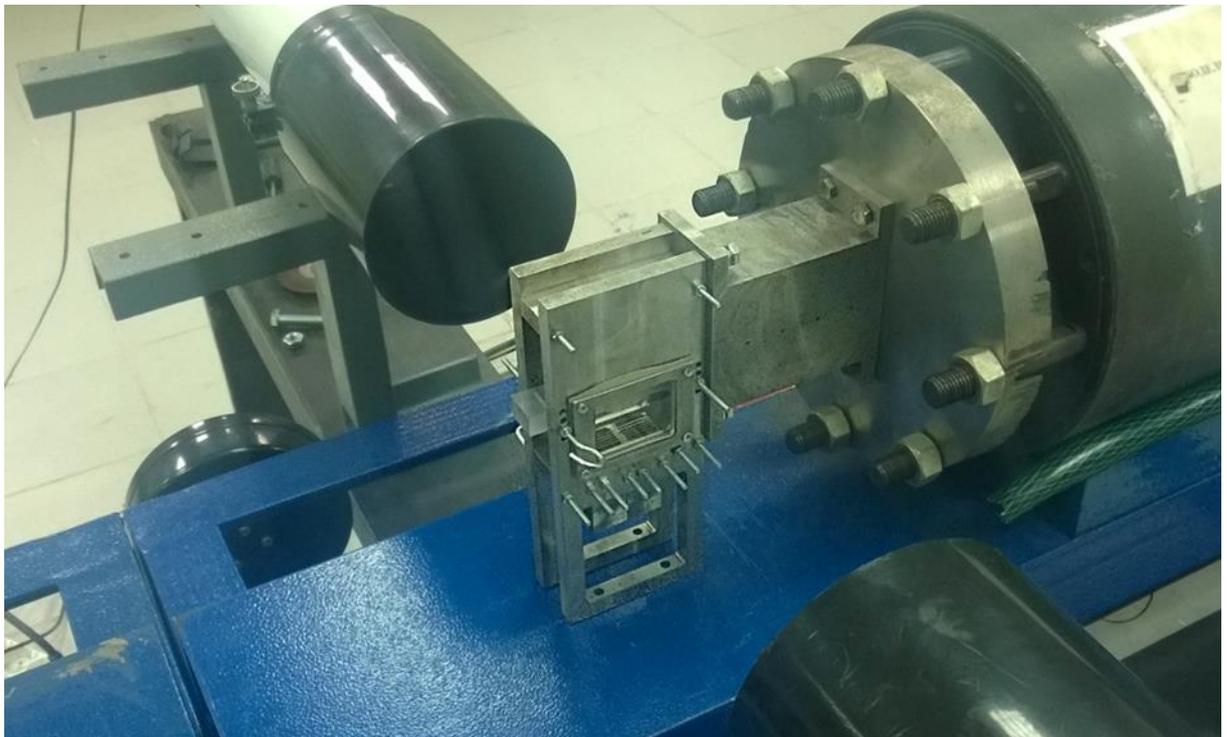


Рисунок 2.4 – Модельная установка на стенде МАУ

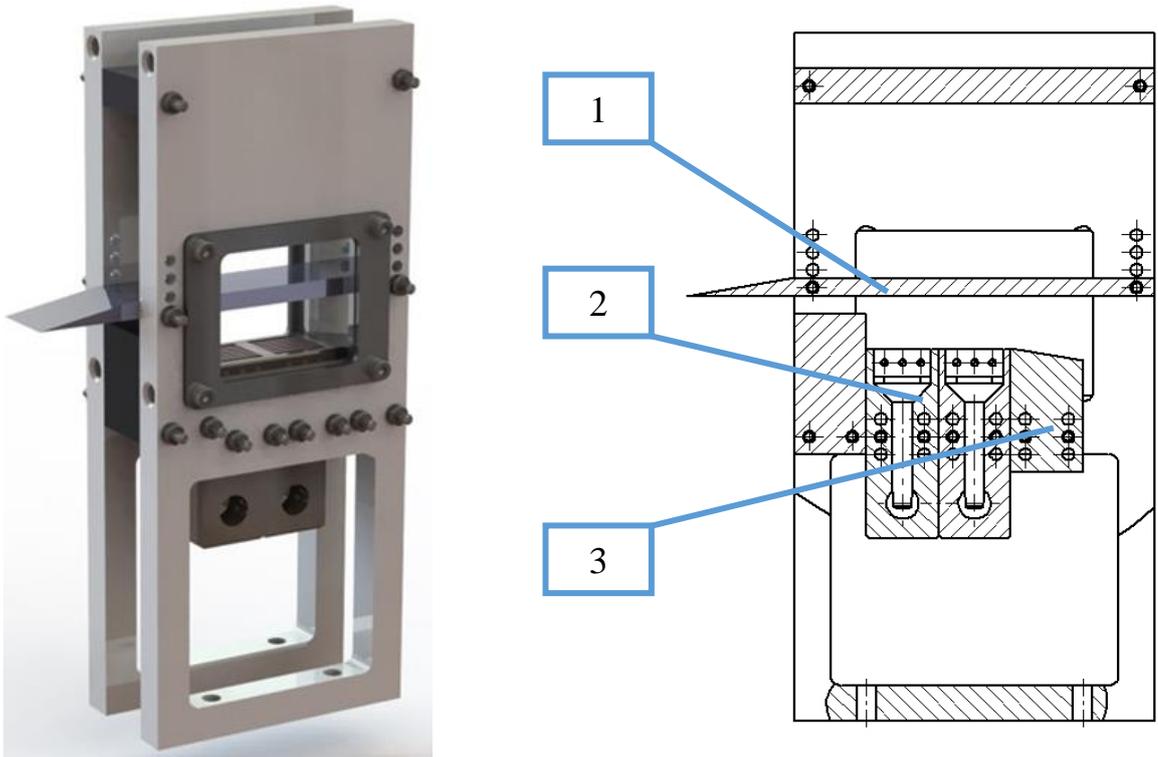


Рисунок 2.5 – Камера сгорания:
1 – клин; 2 – топливные инжекторы; 3 - сопло

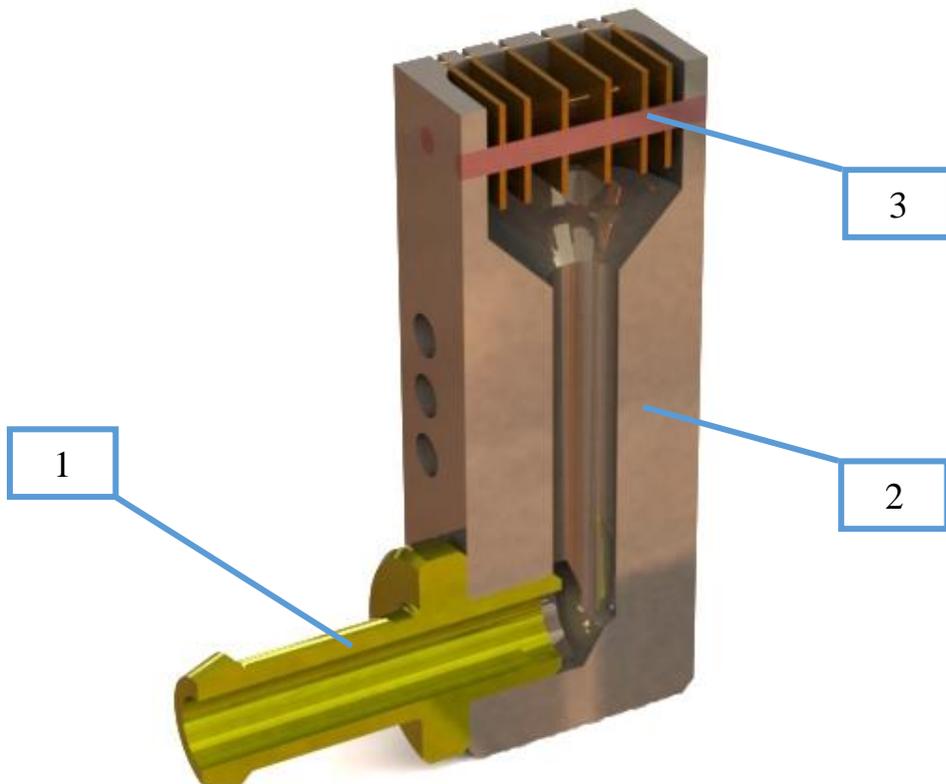


Рисунок 2.6 – Топливный инжектор:
1 – штуцер; 2 – базовый блок; 3 - стабилизатор горения

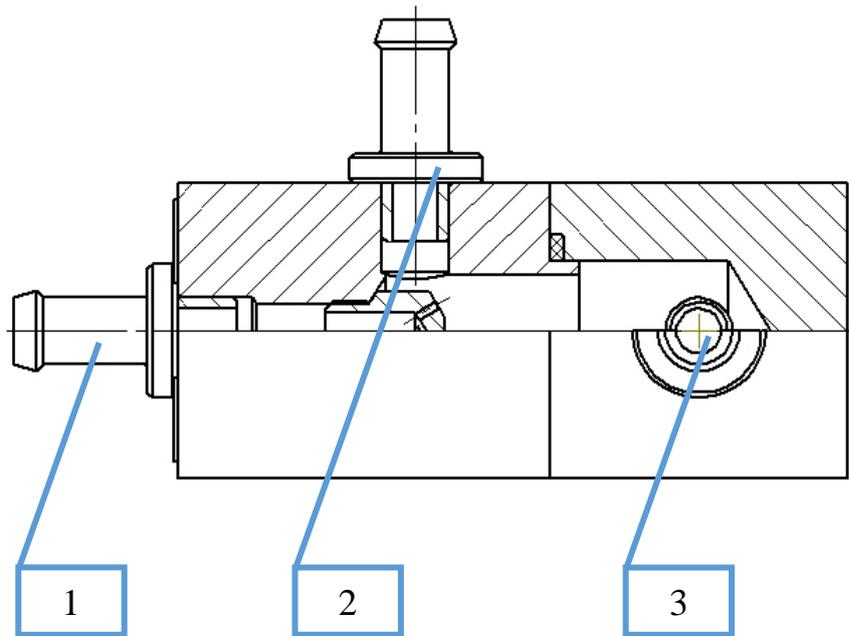


Рисунок 2.7 – Блок предварительного смешения:

1 – штуцер подвода газа 1; 2 – штуцер подвода газа 2; 3 – штуцер раздачи смеси

2.2.1 Расчёт плоского сопла-решетки

Запуск модельной установки с заданным числом Маха возможен только в том случае, когда отношение минимально возможной площади узкого сечения модели к площади выходного сечения сопла лежит выше кривой, показанной на рисунке 2.8. Для чисел Маха от 1 до 2 в таблице 2.1 дано значение отношения F_T/F_c от числа Маха, где F_T – минимально возможная площадь узкого сечения модели необходимая для её запуска, F_c – площадь выходного сечения сопла [71].

Таблица 2.1 – Отношение минимально возможной площади узкого сечения модели к площади выходного сечения сопла в зависимости от числа Маха

M_c	1	0.977	0.966	0.946	0.936	0.913	0.892	0.874	0.855	0.837	0.82
F_T/F_c	1	1.2023	1.2566	1.3558	1.4002	1.5087	1.6078	1.6955	1.8078	1.9081	2.0155

На основе выше приведённого графика была сформирована геометрия модели, при которой гарантируется устойчивый запуск модельной установки при числе Маха M больше 1,75 (рис. 2.9).

Из рисунка 2.9 следует, что для получения требуемого воздушного потока нужно спроектировать и экспериментально отработать решетку. Ниже приведён её численный расчёт и экспериментальное подтверждение её работоспособности.

Число Маха в рабочей части, площадь которой $F_0 = H \cdot B$, определяется отношением площадей:

$$\frac{F^*}{F_0} = \frac{(B - n_z C_{\max}) \cdot (H - n_y C_{\max})}{HB}; \quad (2.1)$$

где H – высота сечения трубы, B – ширина сечения трубы, n_y – число горизонтальных крыльев решетки, n_z – число вертикальных крыльев решетки, C_{\max} – наибольшая толщина профиля.

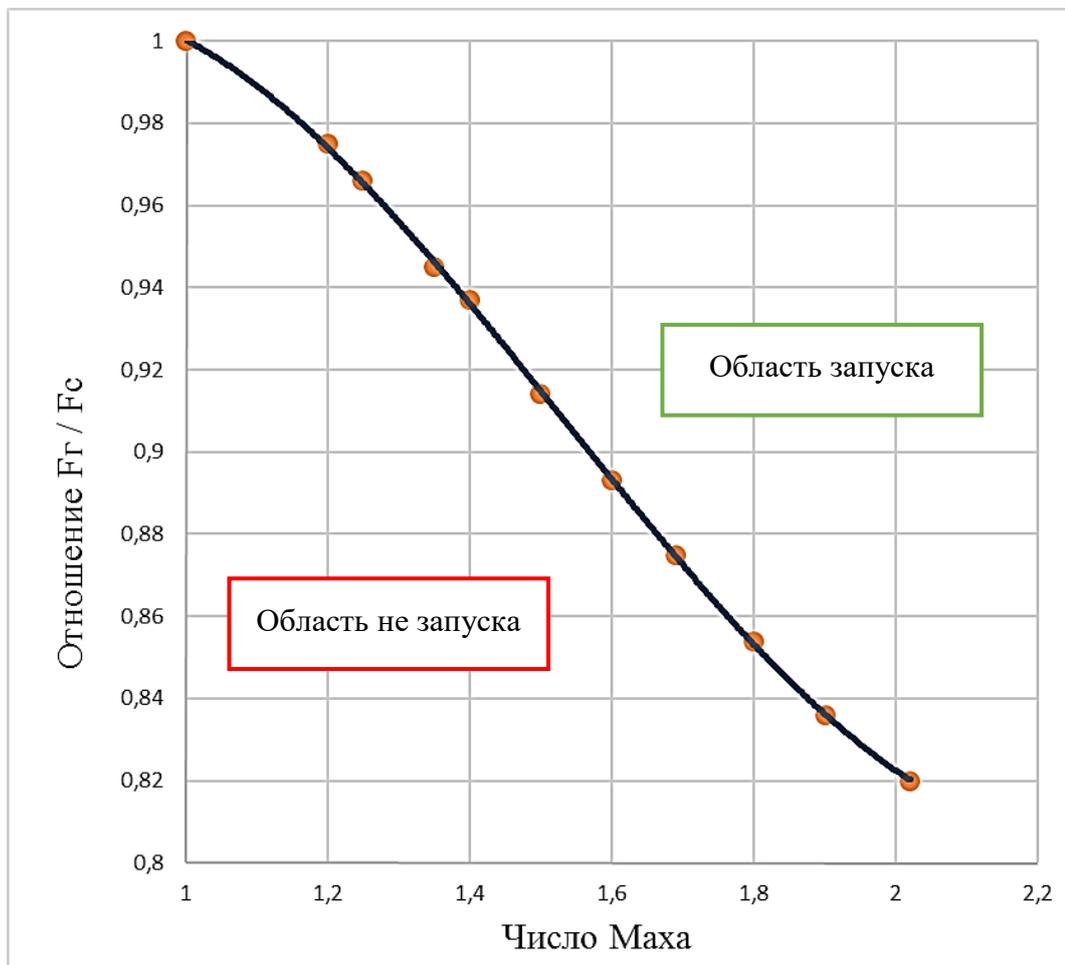


Рисунок 2.8 – Зависимость относительной минимально возможной площади узкого сечения модели от числа Маха сопла

Приведем выражение (2.1) к более удобному виду:

$$\frac{F^*}{F_0} = \frac{HB - n_y BC_{\max} - n_z HC_{\max} + n_y n_z C_{\max}^2}{HB};$$

$$\frac{F^*}{F_0} = 1 - \frac{n_y C_{\max}}{H} - \frac{n_z C_{\max}}{B} + \frac{n_y n_z C_{\max}^2}{HB}; \quad (2.2)$$

$$\frac{F^*}{F_0} = 1 - \left(\frac{n_y}{H} + \frac{n_z}{B} - \frac{n_y n_z C_{\max}}{HB} \right) C_{\max}.$$

При $n_y=0$ выражение примет вид:

$$\frac{F^*}{F_0} = 1 - \frac{n_z C_{\max}}{B}; \quad (2.3)$$

А при $n_z=0$:

$$\frac{F^*}{F_0} = 1 - \frac{n_y C_{\max}}{H}. \quad (2.4)$$

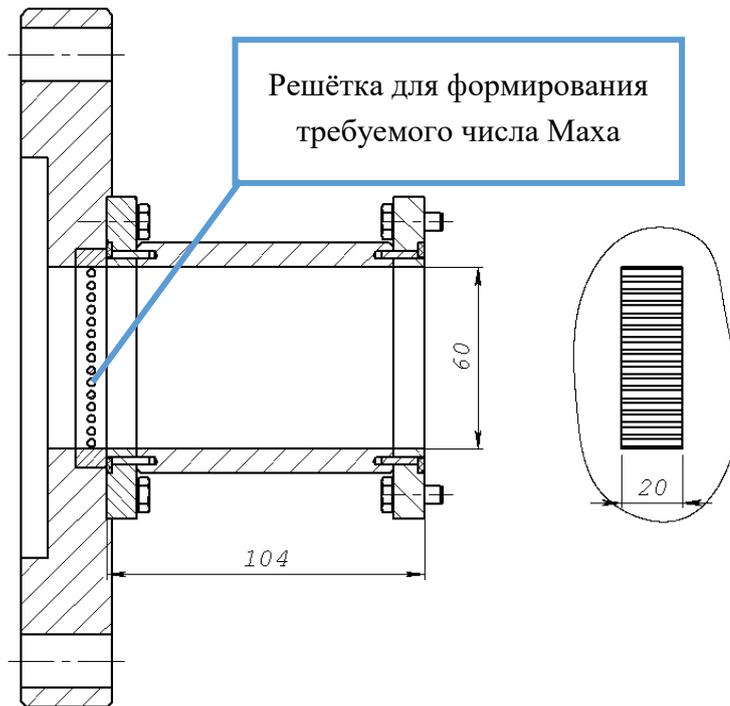


Рисунок 2.9 – Зависимость относительной минимально возможной площади узкого сечения модели от числа Маха сопла

Выберем сопло-решетку с горизонтальными профилями.

Величина зазора между стенкой и профилем равна половине величины зазора между профилями. Для горизонтального профиля она определяется по формуле:

$$\frac{a_i}{2} = \left(\frac{H - n_y C_{\max}}{2} \right) \frac{1}{n_y}. \quad (2.5)$$

Основываясь на выше приведённых формулах был выполнен расчёт в системе MathCad. Первый рассмотренный профиль имеет форму капли, второй – форму круга.

2.2.1.1 Расчёт профиля «капля»

Чтобы получить расчётное число $M=1,75$ нужно задаться $M' \approx 1,85$.

Таблица 2.2 – Результаты расчетов геометрии сопла-решетки для $M=1,75$

n_y	10	9	8	7	6
C_{\max}	2,00	2,20	2,50	2,82	3,29
$a_i/2$	2,00	2,23	2,50	2,87	3,35
a_i	4,00	4,46	5,00	2,74	6,70

Выберем 8 профилей толщиной 2,5 мм. Тогда расстояние между ними будет 5 мм, а расстояние между крайними профилями и стенками – 2,5 мм.

Чтобы получить расчётное число $M=1,8$ нужно задаться $M' \approx 1,9$.

Таблица 2.3 – Результаты расчетов геометрии сопла-решетки для $M=1,8$

n_y	11	10	9	8	7
C_{\max}	1,96	2,16	2,40	2,70	3,10
$a_i/2$	1,74	1,90	2,00	2,40	2,73
a_i	3,48	3,80	4,30	4,80	5,47

Выберем 9 профилей толщиной 2,4 мм. Тогда расстояние между ними будет 4,3 мм, а расстояние между крайними профилями и стенками – 2 мм.

Таблица 2.4 – Результаты расчетов геометрии сопла-решетки для $M=1,95$

n_y	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5
C_{\max}	1,28	1,35	1,43	1,53	1,64	1,76	1,91	2,08	2,29	2,55	2,86	3,28	3,83	4,59
$a_i/2$	1,00	1,09	1,15	1,24	1,32	1,43	1,54	1,68	1,85	2,05	2,30	2,64	3,08	3,70
a_i	2,00	2,18	2,30	2,47	2,64	2,85	3,08	3,36	3,70	4,10	4,60	5,29	6,17	7,40

Выберем 10 профилей толщиной 2,29 мм. Тогда расстояние между ними будет 3,7 мм, а расстояние между крайними профилями и стенками – 1,9 мм.

Чтобы получить $M=2$ нужно взять $M' \approx 2,1$.

Таблица 2.5 – Результаты расчетов геометрии сопла-решетки для $M=2$

n_y	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5
C_{\max}	1,53	1,62	1,72	1,83	1,96	2,12	2,30	2,50	2,75	3,00	3,44	3,93	4,59	5,50
$a_i/2$	0,90	0,95	1,01	1,08	1,16	1,25	1,35	1,47	1,62	1,80	2,03	2,30	2,70	3,25
a_i	1,80	1,90	2,02	2,16	2,32	2,50	2,70	2,94	3,24	3,60	4,06	4,60	5,40	6,49

Выберем 12 профилей толщиной 2,3 мм. Тогда расстояние между ними будет 2,7 мм, а расстояние между крайними профилями и стенками – 1,35 мм.

Таблица 2.6 – Результаты расчетов геометрии сопла-решетки для $M=2,25$

n_y	16	15	14	13	12	11	10	9
C_{\max}	1,97	2,10	2,25	2,43	2,62	2,86	3,15	3,50
$a_i/2$	0,88	0,95	1,02	1,09	1,19	1,29	1,42	1,58
a_i	1,77	1,89	2,03	2,18	2,37	2,59	2,84	3,16

Выберем 15 профилей толщиной 2,5 мм. Тогда расстояние между ними будет 1,5 мм, а расстояние между крайними профилями и стенками – 0,75 мм.

Таблица 2.7 – Результаты расчетов геометрии сопла-решетки для $M=2,5$.

n_y	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5
C_{\max}	2,84	2,20	2,34	2,50	2,68	2,88	3,13	3,41	3,75	4,17	4,69	5,36	6,25	7,50
$a_i/2$	0,62	0,66	0,70	0,75	0,80	0,86	0,93	1,02	1,12	1,25	1,40	1,60	1,87	2,24
a_i	1,24	1,32	1,40	1,50	1,60	1,72	1,86	2,04	2,24	2,50	2,80	3,20	3,74	4,48

2.2.1.2 Расчёт профиля «круг»

Из-за высокой стоимости и сложности изготовления каплевидного профиля было решено использовать в качестве профиля прутки круглого сечения. В программе ANSYS были рассчитаны 3 варианта решеток. В каждом случае

значение числа Маха отличалось от заданного «теоретического» на некую величину Δ :

Таблица 2.8 – Сравнение теоретического и расчётного чисел Маха

M_T	$M_{ч/р}$	Δ
1,85	1,59	0,26
2,1	1,7	0,4
2,5	1,89	0,61

По этой таблице была построена зависимость величины ошибки от расчетного числа Маха:

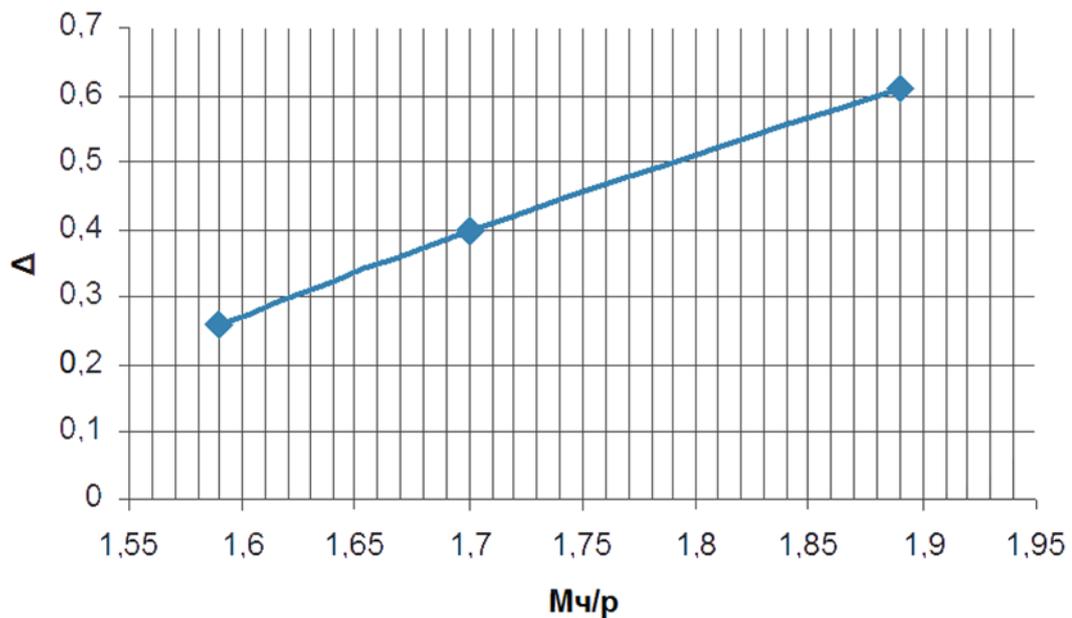


Рисунок 2.10 – Зависимость величины ошибки от расчетного числа Маха

Чтобы получить $M=1,75$, нужно по таблице определить параметр Δ и прибавить его к величине $M=1,75$. В результате получится $M_{ч/р}=2,21$.

Далее в программе MathCad подбирается такое число M , при котором $C_{max}=2,5$ мм.

Возьмем $M=2,2$. При этом $n_y=12$ шт.; $a_i/2=1,25$ мм; $a_i=2,5$ мм.

2.2.1.3 Результаты численного моделирования

Расчеты проводились с помощью программного комплекса ANSYS.

Таблица 2.9 – Результаты численного расчета в компьютерной системе ANSYS

Мт	М _{ч/р}	n _y	C _{max} [мм]	a _i /2 [мм]	a _i [мм]	G [кг/с]	F [Н]	F _i [кГс]
2,2	1,74	12	2,5	1,25	2,5	67,3	23403	3,9
1,85	1,759	8	2,5	2,5	5	91,11	12136,0476	3,03
1,9	1,8	9	2,4	2	4,3	87,35	13547,483	3,01
2,1	1,989	13	2,12	1,25 (1,22)	2,5	73,68	18927,08	2,9
2,1	1,949	8	3,44	2,03	4,06	73,76	19103,42	4,7
2,5	1,89	15	2,5	0,75	1,5	50,24	31492,9	4,19
2,5	2,3	9	4,17	1,25 (1,235)	2,5	51,218	29400,27	6,5
2,5	2,297	15	2,5	0,75	1,5	50,72	29693,09	3,96

где Мт – теоретическое число Маха; М_{ч/р} – число Маха на выходе (осредненное по расходу), полученное из численного расчета; n_y – количество пилонов; C_{max} – толщина пилона; a_i/2 – толщина щели у стенки; a_i – толщина щели; G – расход газа (на 1 метр ширины канала, задача 2D); F – сила, действующая на все пилоны (длина пилонов 1 метр), F_i – сила, действующая на 1 пилон, длиной 20 мм.

Нам известна сила в ньютонах, действующая на все пилоны (длина пилонов 1 метр). Чтобы получить силу в кГс, действующую на 1 пилон длиной 20 мм, нужно значение силы разделить на 50, на гравитационную постоянную и на количество пилонов:

$$F_i = \frac{F}{g \cdot 50 \cdot n_y} \quad (2.6)$$

Таблица 2.10 – Сравнение теоретического и расчётного чисел Маха

Мт	1,85	1,90	2,10	2,10	2,50	2,50
М _{ч/р}	1,76	1,80	1,99	1,95	2,30	2,30
Δ	0,09	0,10	0,11	0,15	0,20	0,20

Сравнение результатов расчета двух вариантов сопла-решетки для $M=2,5$ показало, что с увеличением толщины профиля (пилона), а, следовательно, с уменьшением количества пилонов, растет действующая на него сила. В этой связи имеет смысл уменьшить толщину профиля.

На рисунках 2.11-2.19 видно, что длина канала 100 мм достаточна для выравнивания числа Маха.

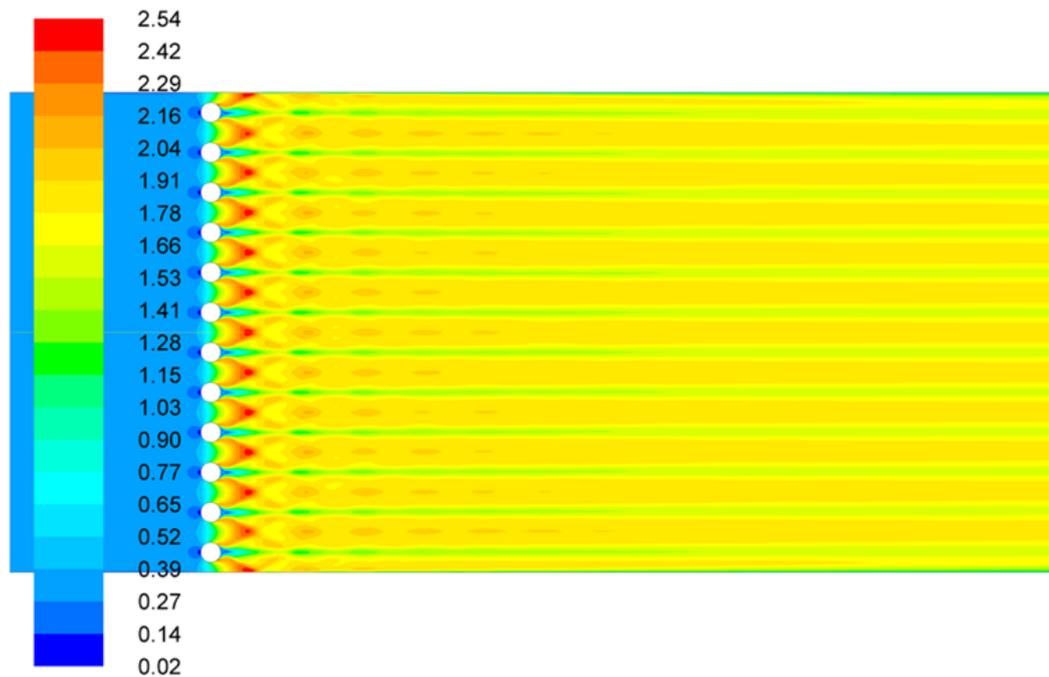


Рисунок 2.11 – Расчет течения в сопловом устройстве $M=1,74$ с толщиной профиля 2,5 мм.

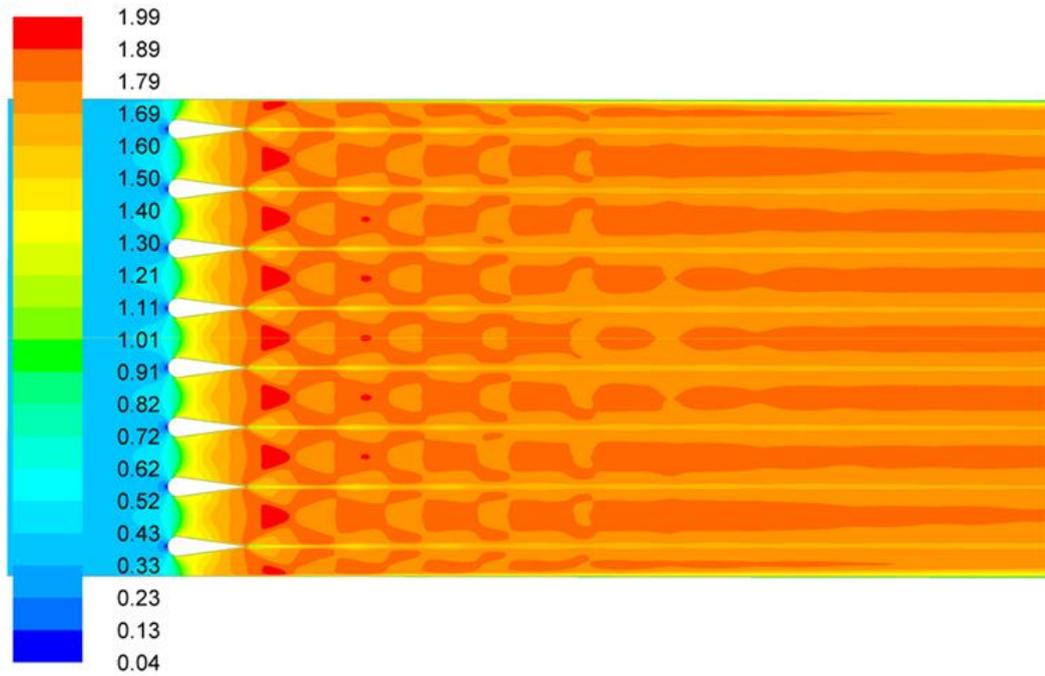


Рисунок 2.12 – Расчет течения в сопловом устройстве $M=1,76$ с толщиной профиля 2,5 мм.

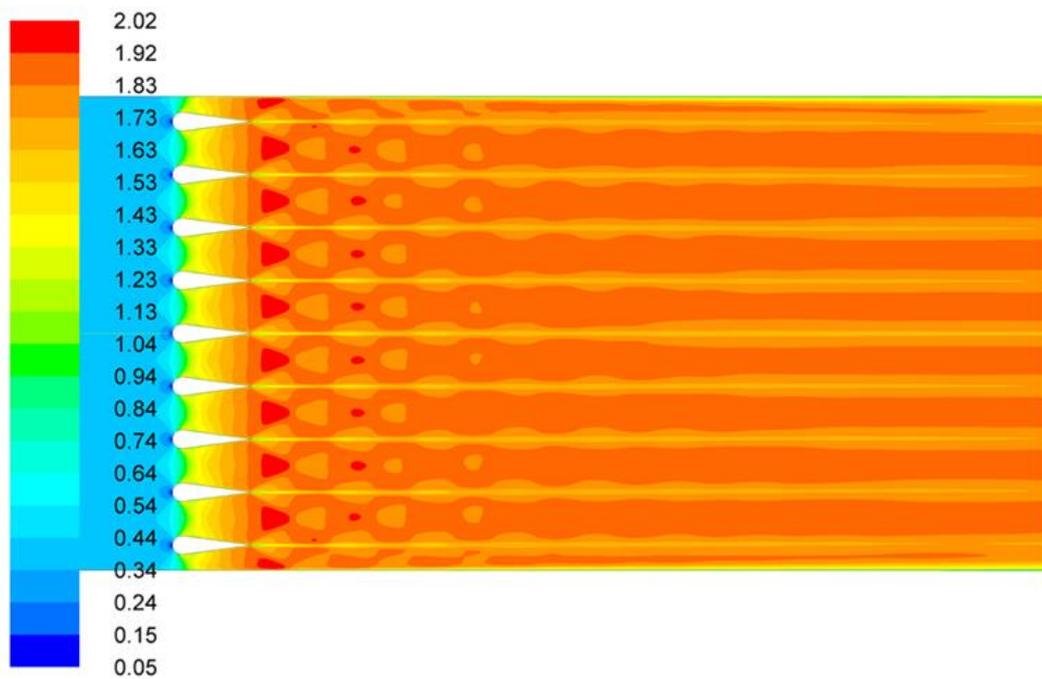


Рисунок 2.13 – Расчет течения в сопловом устройстве $M=1,8$ с толщиной профиля 2,4 мм.

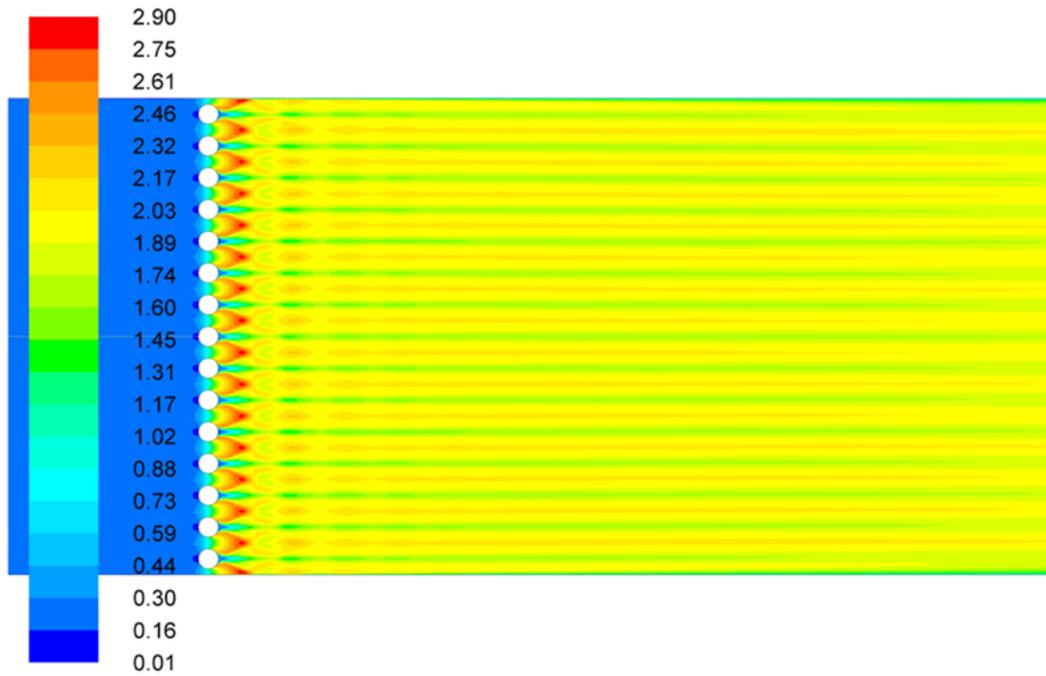


Рисунок 2.14 – Расчет течения в сопловом устройстве $M=1,89$ с толщиной профиля 2,5 мм.

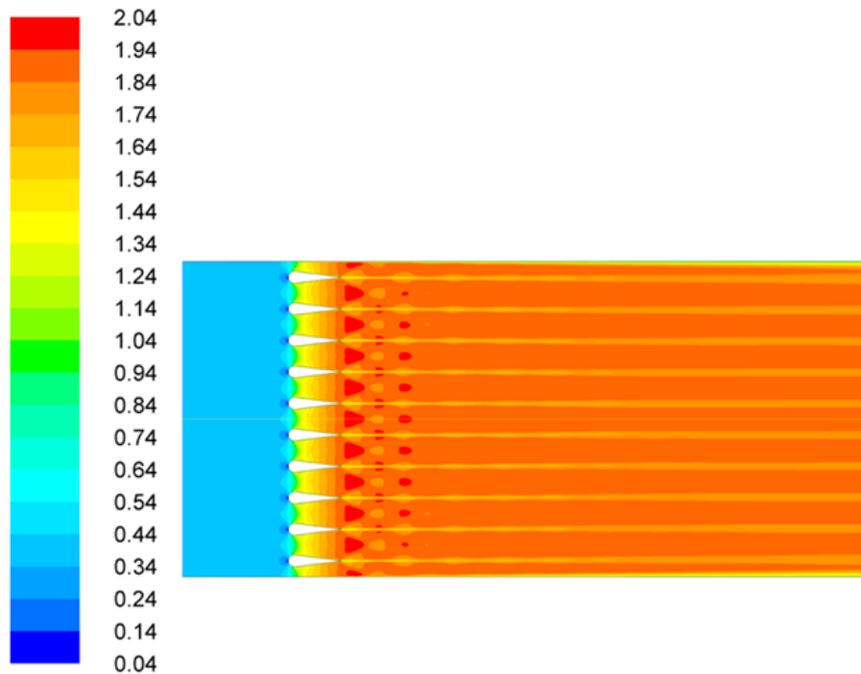


Рисунок 2.15 – Расчет течения в сопловом устройстве $M=1,95$ с толщиной профиля 2,29 мм.

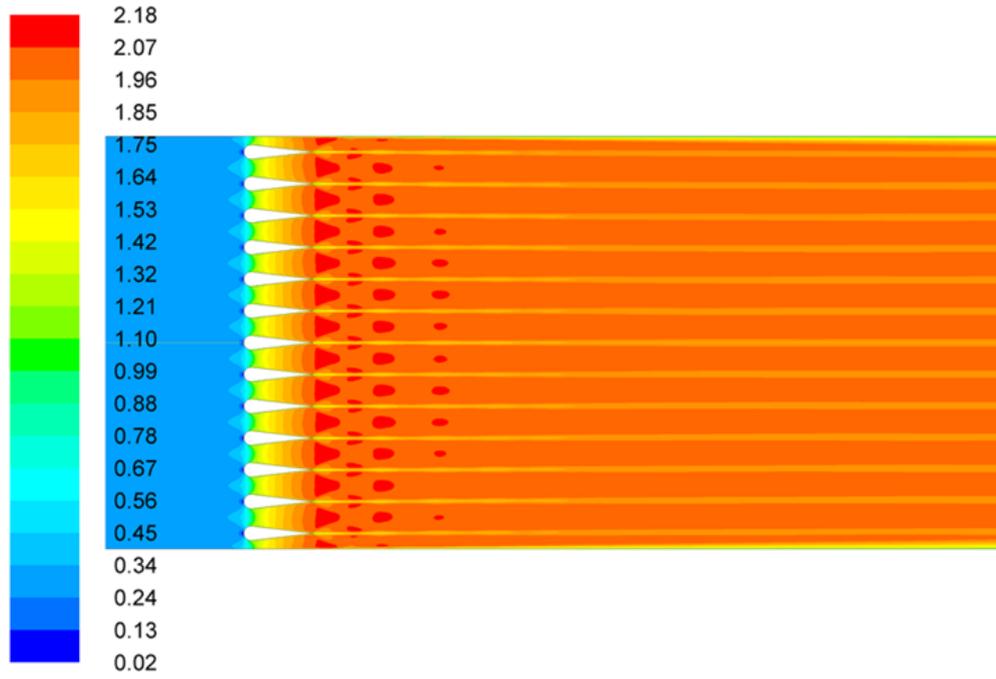


Рисунок 2.16 – Расчет течения в сопловом устройстве $M=2$ с толщиной профиля 2,12 мм.

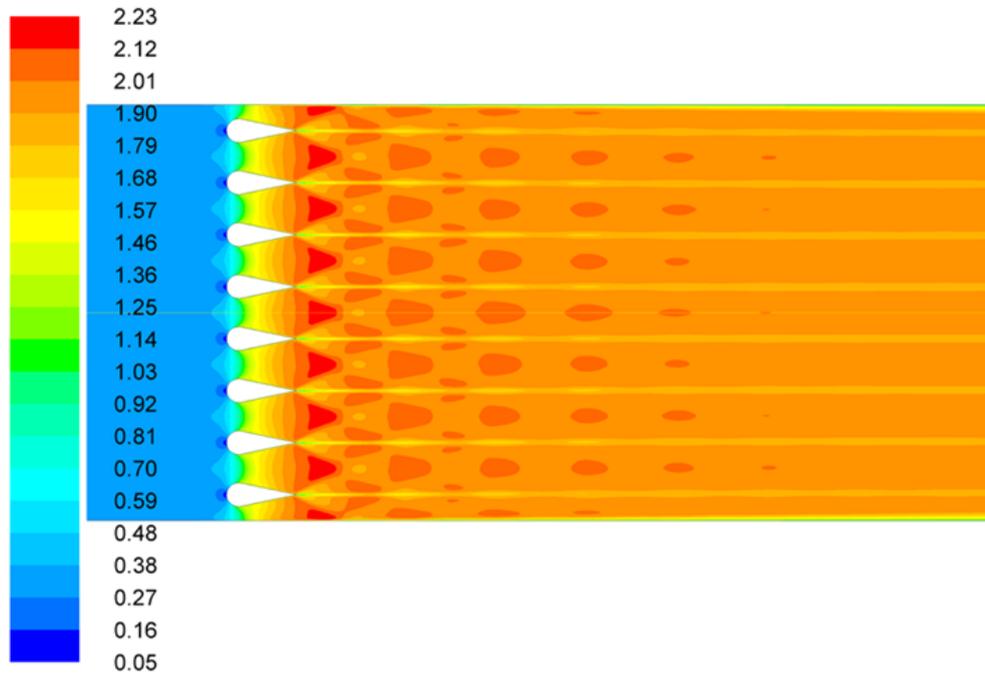


Рисунок 2.17 – Расчет течения в сопловом устройстве $M=2$ с толщиной профиля 3,44 мм.

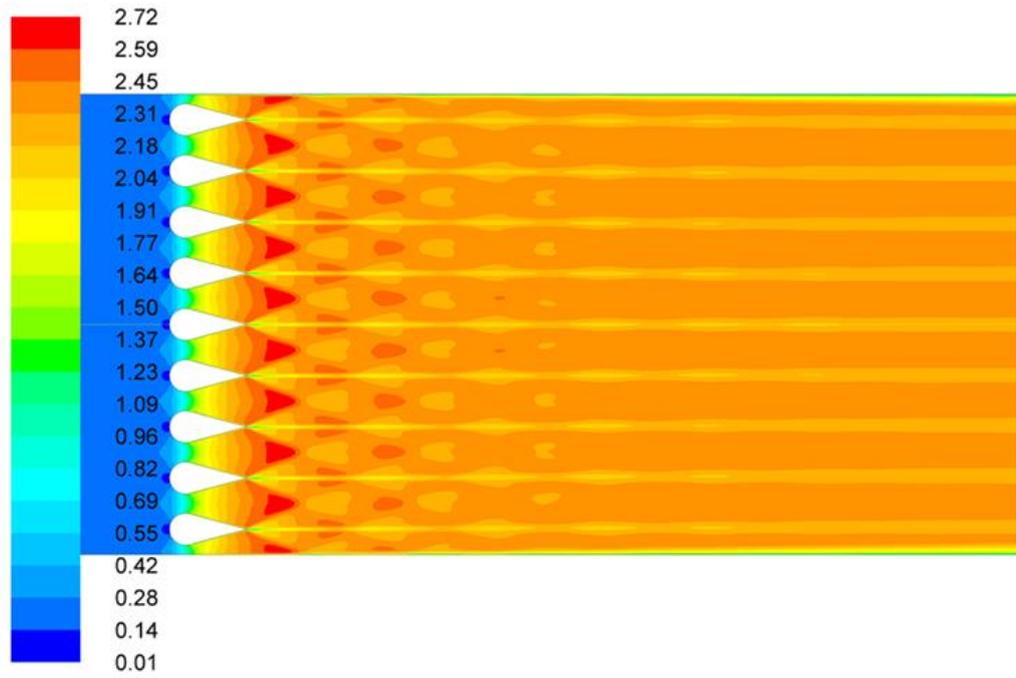


Рисунок 2.18 – Расчет течения в сопловом устройстве $M=2,3$ с толщиной профиля 4,17 мм.

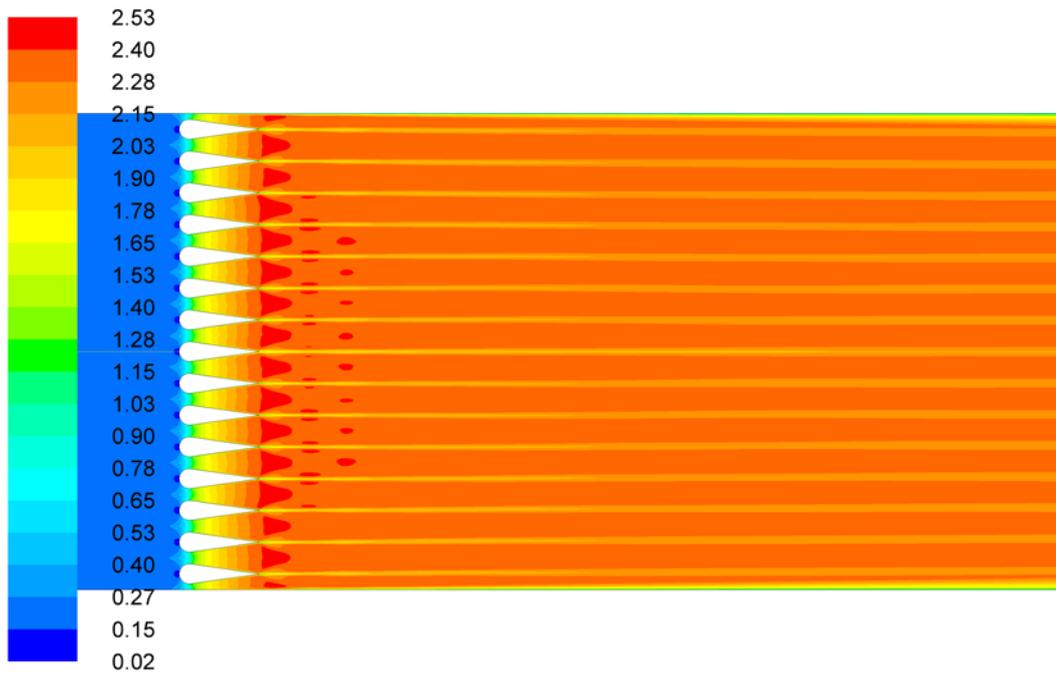


Рисунок 2.19 – Расчет течения в сопловом устройстве $M=2,3$ с толщиной профиля 2,5 мм.

2.2.2 Модельная установка сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания

Исследование процесса горения газов в модельной камере сгорания проводилось на специальном экспериментальном стенде «Сверхзвукового горения» в НИС-21 лаборатории № 4.

Для проведения экспериментальных работ была спроектирована конструкция камеры дожигания, которую можно соединять с соплом стенда «Сверхзвукового горения». Основной задачей при создании и испытании камеры дожигания была демонстрация возможности организации процесса дожигания.

Камера дожигания была спроектирована на основе модели, представленной в разделе 2.2. На рис. 2.20 и 2.21 приведены схема и внешний вид камеры дожигания, размещенной для проведения тестовых испытаний. Как и модель, представленная в разделе 2.2., она оснащена окнами для оптических наблюдений, позволяющих осуществлять: теневую регистрацию структуры потока, спектрональную съемки на длинах волн промежуточных продуктов горения углеводородов (ОН, СН, С₂).

Основная особенность камеры дожигания заключается в фиксированной геометрии камеры дожигания и отсутствии плоского сопла. За уступом предусмотрены два места подачи топлива (рис. 2.21).

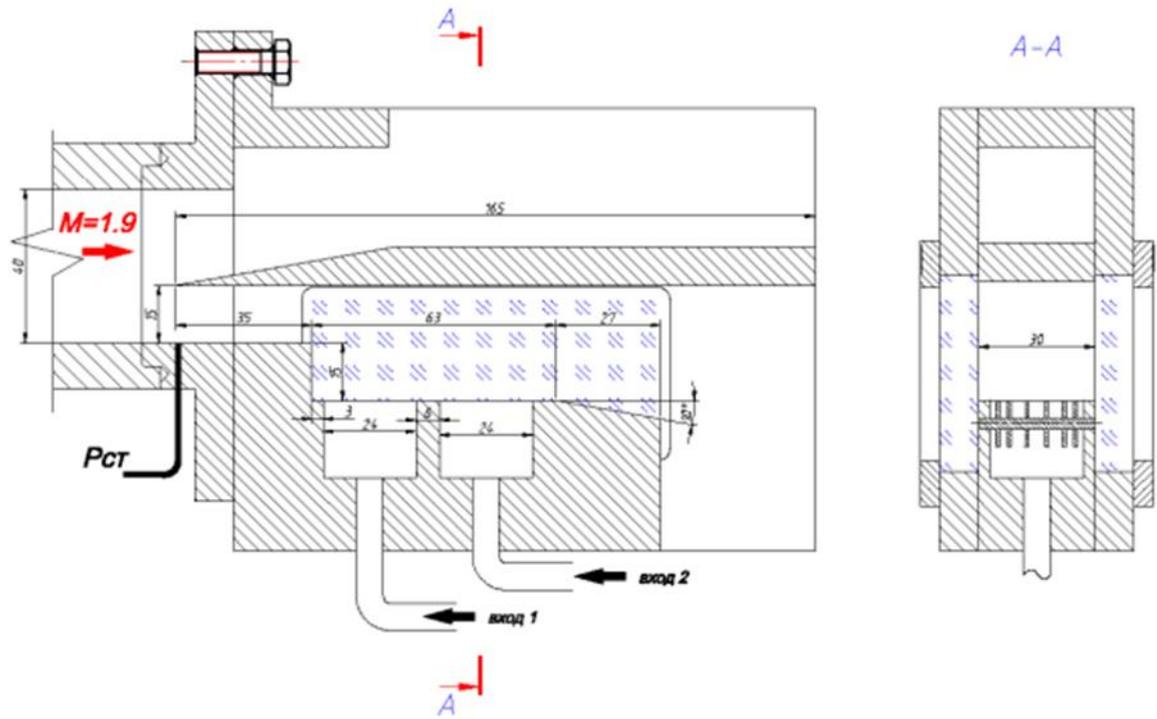


Рисунок 2.20 – Схема составной части модели камеры дожигания

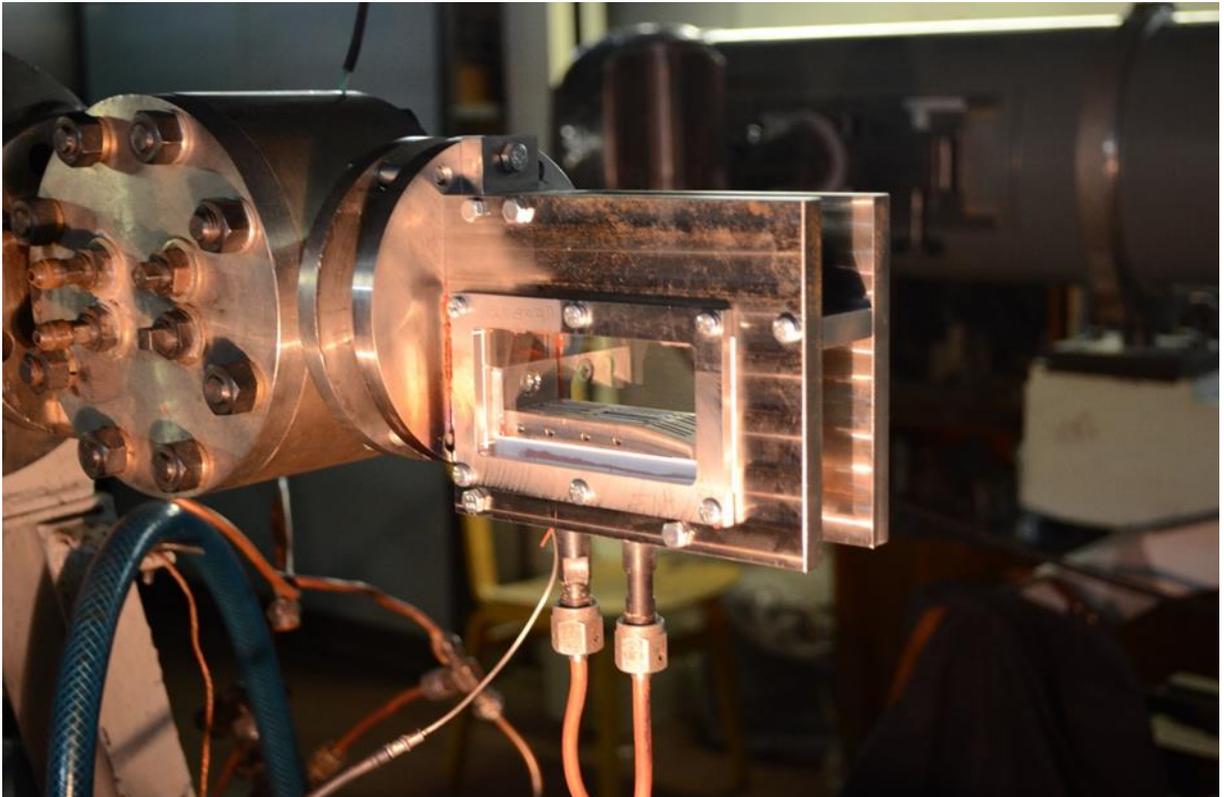


Рисунок 2.21 – Камера дожигания для проведения тестовых испытаний на стенде «Сверхзвукового горения»

3. РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В СВЕРХЗВУКОВОЙ ДВУХКОНТУРНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Моделирование сложных процессов, таких как горение и взаимодействие сверхзвуковых течений проводится при помощи численных методов. Одним из таких методов является конечных объёмов. В его основе лежит система дифференциальных уравнений Навье-Стокса: уравнения неразрывности, движения и энергии. Если требуется моделировать процессы горения или иные химические реакции, то необходимо добавить дополнительные уравнения данных реакций. Приведём основные уравнения механики жидкости и газа, используемые при моделировании:

уравнение неразрывности

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial \rho U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.1)$$

уравнение энергии

$$\rho c_p \left(\frac{\partial T}{\partial \tau} + U \cdot \nabla T \right) U = \lambda \Delta T + q_v - \frac{dP}{d\tau} + \mu \cdot \Phi \quad (3.2)$$

уравнение движения

$$\rho \frac{\partial U}{\partial \tau} + U(U \cdot \nabla) = \rho J - \nabla P + \mu \Delta U + \frac{1}{3} \mu \cdot \text{grad}(\text{div } U) \quad (3.3)$$

где U – вектор скорости (u, v, w)^T; P – статическое давление; ρ – плотность; T – температура; λ – коэффициент теплопроводности; τ – время; μ – коэффициент вязкости; q – поток тепла; c_p – изобарная теплоемкость; J – объемная сила; Φ – диссипативная функция.

$$\begin{aligned} \Phi = 2 \cdot \left[\left(\frac{\partial U_x}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial U_y}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial U_z}{\partial z} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial U_x}{\partial y} + \frac{\partial U_y}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial U_z}{\partial y} + \frac{\partial U_y}{\partial z} \right)^2 \\ + \left(\frac{\partial U_x}{\partial z} + \frac{\partial U_z}{\partial x} \right)^2 - \frac{2}{3} (\text{div } U)^2 \end{aligned} \quad (3.4)$$

Нужно отметить, что уравнение Навье-Стокса может быть решено в общем виде только для простых задач при определённых допущениях. И даже в этом случае потребовались значительные вычислительные мощности (кластеры). Поэтому для решения уравнений Навье-Стокса применяются численные методы для конечного числа элементарных объёмов. Количество этих элементов зависит

от сложности задачи и подбирается с учётом доступных вычислительных ресурсов и практической ценности полученного результата при решении прикладных задач.

Численные методы решения основаны на рассмотрении значения зависимой переменной в конечном числе узловых точек расчетной области. В настоящее время наибольшее распространение получили три подхода к численному решению уравнений Навье-Стокса, основанных на:

1. Метод конечных разностей или Finite Difference Method (FDM).
2. Метод конечных объёмов или Finite Volumes Method (FVM).
3. Метод конечных элементов (МКЭ) или Finite Elements Method (FEM).

В первом методе производные, входящие в исходное уравнение, заменяются дискретными или разностными аналогами. Затем в узлах сетки, из которых состоит расчётная область, находится требуемое решение. Недостатком этого метода является сложность построения сетки.

Во втором методе расчётная область разбивается на конечные объёмы, в центре которых находится решение. Применительно к каждому объёму выполняются законы сохранения массы, количества движения и энергии.

Последний метод – метод конечных элементов. Он позволяет найти приближённое решение вариационной задачи. Принцип его работы заключается в нахождении решения дифференциальных уравнений в области, которая разбивается на конечное количество элементов.

В используемом в настоящей работе CFD пакете ANSYS CFX применяются как метод конечных объёмов, так и метод конечных элементов. Это позволяет использовать более широкий спектр расчётных сеток (тетраэдрические сетки, пирамиды, призмы, полиэдры) и, в конечном итоге, решать задачи со сложной геометрией.

Более подробно рассматриваемые выше методы представлены в [72-77].

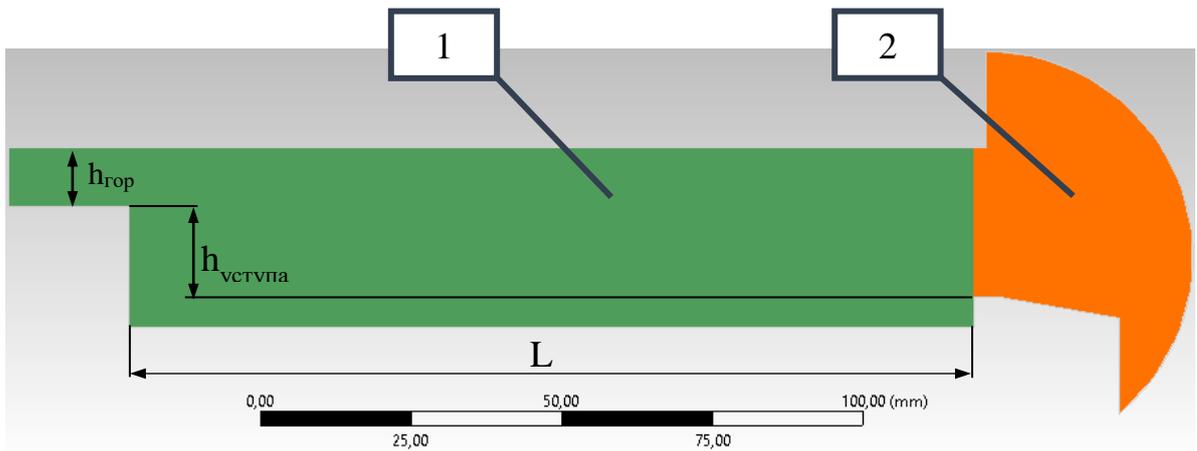
3.1 Формирование расчётной модели тракта камеры сгорания

3.1.1 Геометрические параметры

На основе рисунка 2.20 в модуле ANSYS DesignModeler создана расчётная модель (рис. 3.1). Она состоит из внутреннего объёма 1 и присоединённого объёма 2. Внутренний объём 1 повторяет геометрию исходной схемы (рис. 2.20), в нем происходит непосредственное моделирование исследуемого процесса. Присоединённый объём 2 нужен для улучшения сходимости решения и моделирует выход смеси газов в атмосферу. Толщина модели составляет 0,4 мм и сопоставима с максимальным размером элемента расчётной сетки.

Для построения сетки применялся модуль ANSYS Meshing. Он позволяет строить сложные, учитывающие кривизну модели, расчётные сетки и обеспечивает плавное изменение размеров элементов. Область расчётной модели разбивается элементами типа гексаэдр с inflation-слоями для корректного описания пристеночной области. Использование такой сетки позволило снизить размерность сеточной модели, оставив приемлемой плотность дискретизации. Размерности сетки подбирается итерационным методом за счёт плавного уменьшения параметра Max Face Size (максимальный размер поверхности, применяемый при построении сетки) от 1 до 0,15 мм, с последующим решением тестовой задачи [78]. Было установлено, что для получения устойчивого численного решения и «физичных» результатов оптимальным значением параметра Max Face Size является 0,4 мм.

Результат построения сетки показан на рисунке 3.2. Параметры, характеризующие построенную сетку, приведены в таблице 3.1.



1 – внутренний объём; 2 – присоединённый объём.

Рисунок 3.1 – Геометрия расчётной модели

Таблица 3.1 – Основные параметры сетки

Physics Preference	CFD
Solve Preference	CFX
Curvature Normal Angle	12°
Max Face Size	0,40 mm
Growth Rate	1,10
Minimum Edge Length	0,40 mm

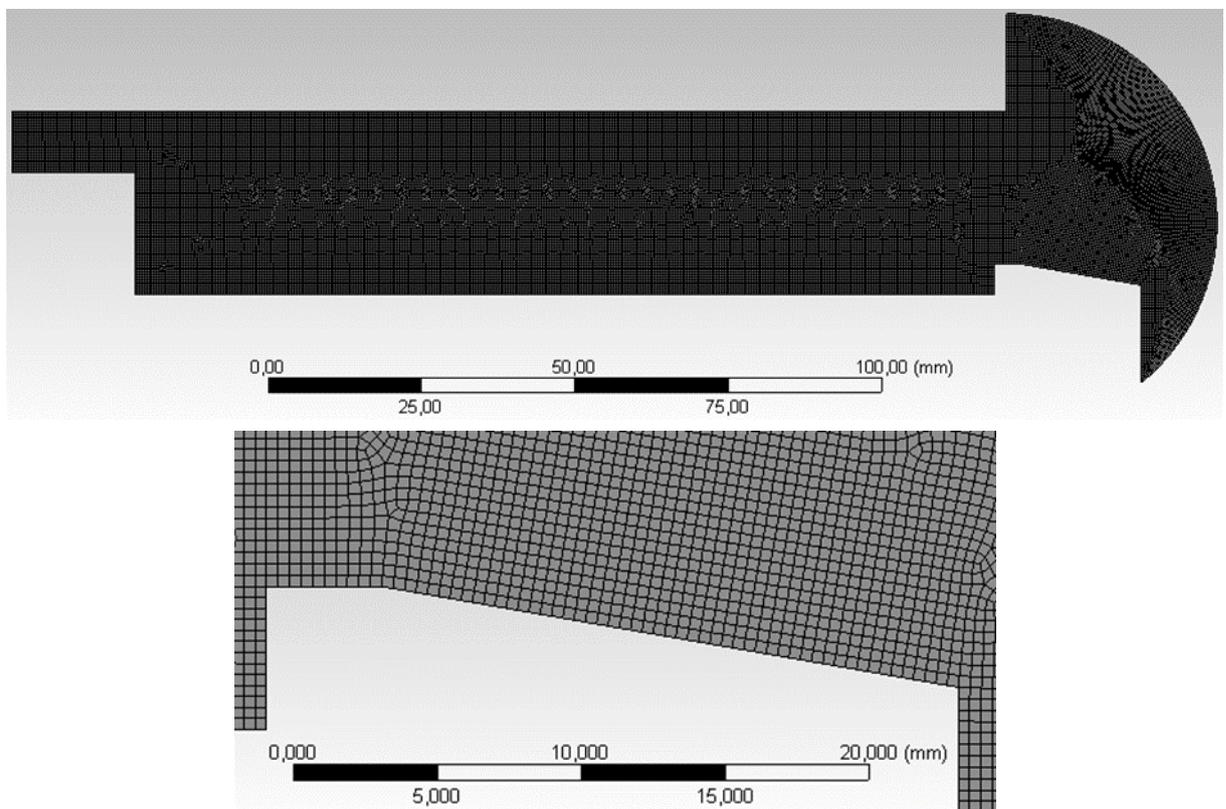


Рисунок 3.2 – Расчётная сетка

В решателе CFX существует три основных показателя, которые определяют качество сетки:

1. Ортогональный угол (Orthogonality Angle), который отвечает за ортогональность сетки. Он расположен между вектором нормали \mathbf{n} к грани в точке интегрирования и вектором \mathbf{s} от узла к узлу (рис 3.3) Ортогональный угол равен соотношению $90^\circ - \arccos(\mathbf{n} \cdot \mathbf{s})$. Для четырех угольных поверхностей идеальное значение ортогонального угла составляет 90° , для треугольных – 60° .

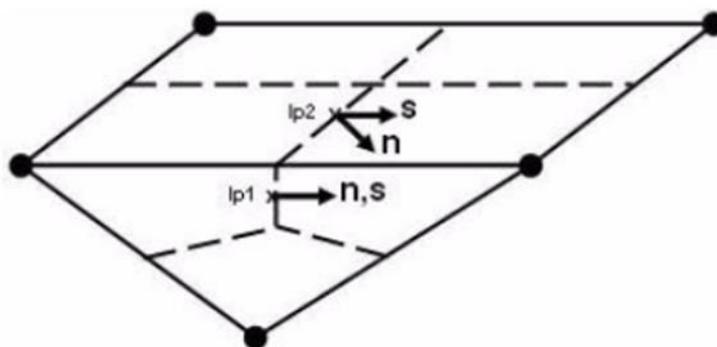


Рисунок 3.3 – Mesh Orthogonality (ортогональность)

2. Коэффициент пропорциональности (Aspect Ratio) показывает, как вытянут контрольный объем. Он равен максимальному значению отношения площадей граней ячейки (рис. 3.4). Его численное значение должно быть меньше 100.

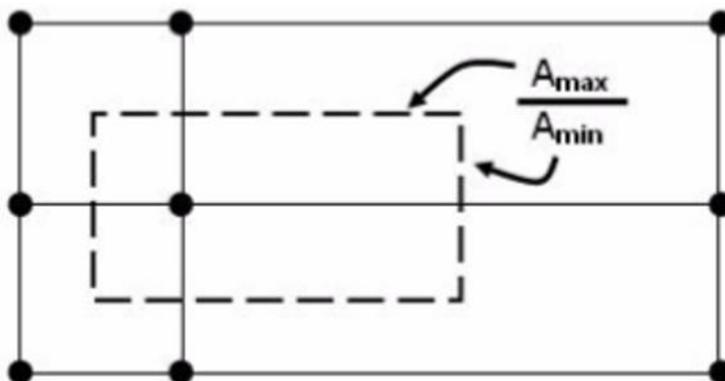


Рисунок 3.4 – Mesh Aspect Ratio (коэффициент пропорциональности)

3. Коэффициент роста (Expansion Factor) – это отношение максимального и минимального расстояний до центра масс соседних элементов (рис. 3.5). Данный

параметр должен быть не больше 20, при этом оптимальным значением является 1. Expansion Factor определяет плавность роста или уменьшения элементов сетки.

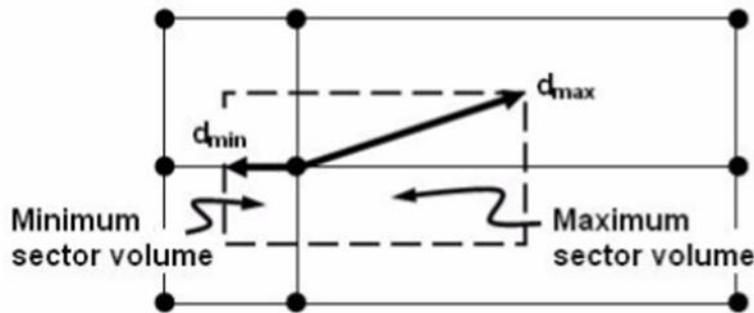


Рисунок 3.5 – Mesh Expansion Factor (коэффициент роста)

В таблице 3.2 приведена оценка качества построенной сетки встроенными методами ANSYS CFX-Solver.

Таблица 3.2 – Параметры оценки качества расчётной сетки

Domain Name	Orthog. Angle			Exp. Factor			Aspect Ratio		
	Minimum [deg]			Maximum			Maximum		
Default Domain Modified	81.3 OK			1 OK			1 OK		
Default Domain Modified	%!	%ok	%OK	%!	%ok	%OK	%!	%ok	%OK
	0	0	100	0	0	100	0	0	100

- Символы «!», «ok», «OK» используются системой ANSYS и означают: плохо, удовлетворительно и хорошо.

Из таблицы 3.2 следует, что расчётная сетка обладает высоким качеством и может использоваться для расчётов.

3.1.2 Модель горения

Для исследования горения в системе ANSYS используются следующие модели горения

1. The eddy dissipation model (EDM).
2. A finite rate chemistry model (FRC).
3. A combined FRC/EDM model.
4. The laminar Flamelet model for diffusion flames.
5. The burning velocity model (BVM) and the extended coherent flame model (ECFM).

Область применения данных моделей и их особенности приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Модели горения

Название модели	Описание задачи, в которой целесообразно применение модели, а также её особенностей
Eddy Dissipation Model	Для турбулентных течений. Высокие значения числа Дамкёлера (характерное время физического процесса много больше характерного времени химической реакции). В скорости реакции преобладает турбулентное перемешивание реагентов или смеси сгоревших и «чистых» газов.
Finite Rate Chemistry Model	Для ламинарных и турбулентных течений. При турбулентном течении требуется малое значение числа Дамкёлера. В скорости реакции доминирует кинетика (химия) Требуется данные по кинетики для определения скорости реакции. Могут потребоваться условия инициализации процесса горения (зависимость температуры от скорости реакции).
Combined EDM/FRC Model	Весь диапазон по числу Дамкёлера. Требуется данные по кинетики для определения скорости реакции. Могут потребоваться условия инициализации процесса горения (зависимость температуры от скорости реакции).
Laminar Flamelet Model	Для турбулентных течений. Высокие значения числа Дамкёлера

	Предварительное перемешивание отсутствует (чёткое разделение на горючее и окислитель). Требуется библиотека химических реакций.
Burning Velocity Model, BVM (Partially Remixed), (Turbulent Flame Closure)	Для турбулентных течений. Допускается предварительное перемешивание (можно задать смесь горючего и окислителя). Требуется библиотека химических реакций.

В решаемой задаче характерное время физического процесса много больше характерного времени химической реакции и отсутствует предварительное смешение, поэтому выбрана модель горения Laminar Flamelet Model. Отметим, что выбранная модель предоставляет данные об образовании CO и OH в процессе горения, что важно для верификации результатов моделирования с экспериментом.

3.1.3 Модель турбулентности

Уравнения Навье-Стокса позволяют описать как ламинарные, так и турбулентные потоки, не прибегая к использованию дополнительных данных. Однако, при решении прикладных задач и реалистичных числах Рейнольдса появляется необходимость в уменьшении расчётной сетки до столь малых размеров, что они не могут быть использованы для численного анализа. The Direct Numerical Simulation («решение в лоб») требует вычислительную мощность, которая вряд ли будет доступна даже в отдалённом будущем. Поэтому, чтобы учесть эффекты турбулентности применяются модели турбулентности.

В программном комплексе ANSYS заложено порядка 20 моделей турбулентности. Их можно разделить на три группы:

1. Модели с усреднением по Рейнольдсу (RANS): k-ε, k-ω, RSM и их модификации.
2. Модели с «пространственным» усреднением: LES Smagorinsky, LES WALE, LES Dynamic Model.
3. Гибридные модели и технологии: DES, zonal LES.

Модели из первой группы характерны тем, что в них решаются усредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса. В них происходит разделение параметров

потока на средние и случайные, а затем решаются только средние значения. Такой подход уменьшает время расчёта. Следует учитывать, что модели турбулентности из этой группы не универсальны и зачастую они разрабатывались под конкретную задачу. Тем не менее, к настоящему времени накоплен большой опыт их применения, что позволяет использовать модели с усреднением по Рейнольдсу для решения инженерных задач.

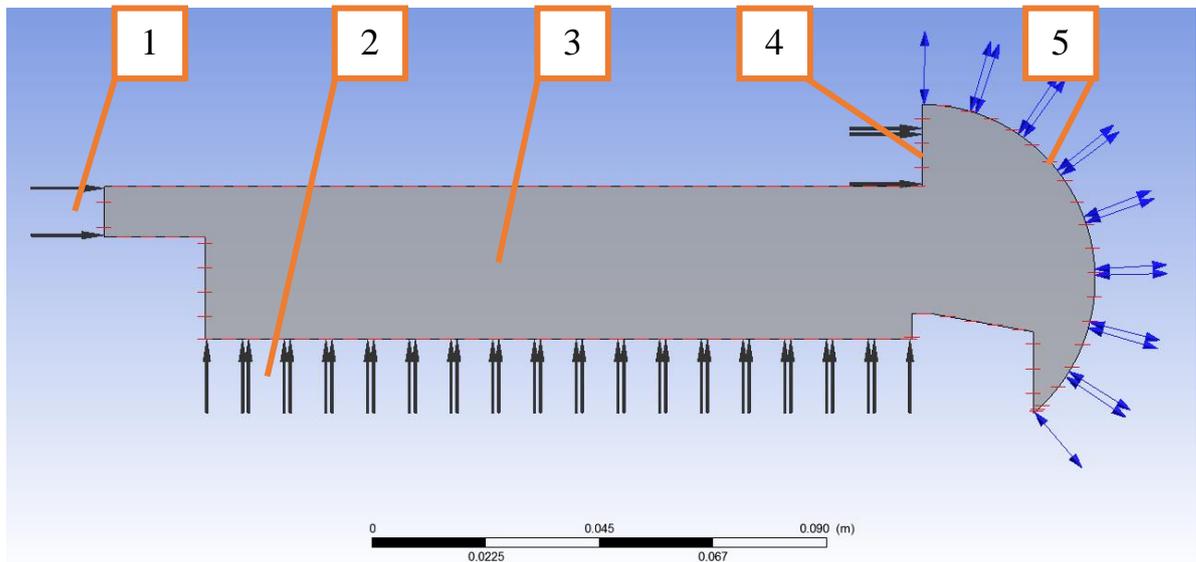
Во второй группе моделей параметры потока делятся на «большие» и «маленькие» (разделение происходит автоматически в зависимости от размера ячейки расчётной сетки). Все «большие» параметры решаются уравнением Навье-Стокса, «маленькие» – с помощью «подсеточных» моделей аналогичных используемым в первой группе. Модели этой группы характеризуются повышенной точностью и, как следствие, потребностью в дополнительной вычислительной мощности.

Третья группа моделей появилась за счёт комбинирования первых двух. Наиболее популярной является модель типа DES, принцип работы которой основан на оценке разрешения расчётной сетки и последующего выбора более оптимальной модели турбулентности (RANS или LES). Также применяется метод zonal LES, позволяющий геометрически разделить области с RANS и LES моделированием, и генерировать синтетическую турбулентность между этими областями.

В настоящей работе использована модель сдвиговых напряжений (Shear Stress Transport). Данная модель относится к группе RANS и является комбинацией k - ϵ , k - ω моделей турбулентности. За счёт связки k - ϵ и k - ω моделей она хорошо считает пристеночные течения и свободные течения вдали от стенок. Модель SST получила широкую поддержку мирового научного сообщества, что позволило откалибровать её для большого количества течений. В частности, для решения стационарных задач при высоких числах Маха рекомендуется использовать модель турбулентности SST.

3.1.4 Граничные условия

После построения расчётной сетки на поверхности модели задаются граничные условия, согласно рисунку 3.6. На входе в расчётную область подаётся горячий сверхзвуковой поток воздуха 1 (моделируется ВЗУ). Снизу 2 подаётся горючее – водород. Через стенку 4 проходит холодный сверхзвуковой поток, моделирующий обтекание наружной части обечайки. На правую стенку 5 наложено граничное условие Opening, которое позволяет как выход смеси из расчётной области модели, так и приток атмосферного воздуха. Для неуказанных поверхностей применяется граничное условие Wall (стенка). Подробная информация по граничным условиям приведена в таблицах 3.4, 3.6, 3.7.



- 1 – место подачи горячего сверхзвукового потока воздуха, прошедшего ВЗУ;
 2 – место подачи горючего; 3 – граничное условие симметрии;
 4 – место подачи холодного сверхзвукового потока воздуха, обтекающего обечайку;
 5 – выход в атмосферу.

Рисунок 3.6 – Поверхности приложения граничных условий модели

Таблица 3.4 – Параметры горячего сверхзвукового потока воздуха

Параметр	Значение
Режим течения	сверхзвуковое
Реальное статическое давление	5,6 атм
Нормальная скорость	720 м/с
Интенсивность турбулентности	10%
Температура	520 К

Таблица 3.5 – Параметры холодного сверхзвукового потока воздуха

Параметр	Значение
Режим течения	сверхзвуковое
Реальное статическое давление	1 атм
Нормальная скорость	1200 м/с
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	340 К

Скорость потока в СФХ нельзя задать в числах Маха, поэтому применяется формула перерасчёта:

$$a = \sqrt{kRT}; \quad V = M \cdot a, \quad (3.5)$$

где a – скорость звука и T – температура в рассматриваемом сечении.

Таблица 3.6 – Параметры горячего

Параметр	Значение
Газ	водород
Режим течения	дозвуковое
Нормальная скорость	0...3 м/с
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	300 К

Таблица 3.7 – Параметры на границе выхода в атмосферу

Параметр	Значение
Направление течения	в обе стороны
Режим течения	дозвуковое
Относительное давление	1 атм
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	300 К

3.1.5 Параметры решателя CFX Solver

Для решения поставленной задачи в модуле CFX Solver используются параметры:

Таблица 3.8 – Параметры решателя CFX Solver

Параметр	Значение
Advection Scheme	High Resolution
Timescale control	Auto Timescale
Maximum Timescale	1e-5
Timescale Factor	1
Residual Target	1e-5
Conservation target	0.1

3.1.6 Результаты численного моделирования

В ходе численного моделирования выполнено 36 расчётов, в которых варьировалось 4 параметра: скорость подачи горючего, высота горла, высота уступа и длина камеры.

Из рисунка 3.7 следует, что наибольшее влияние на давление за уступом оказывает скорость подачи горючего. При увеличении высоты уступа наблюдается

плавное уменьшение давления за уступом. Длина камеры на исследуемый параметр не влияет.

Температура в зоне уступа (рис. 3.8) зависит от скорости подачи горючего. Её максимум достигается при величине скорости 1 м/с. С дальнейшим увеличением скорости подачи горючего она начинает уменьшаться. Это объясняется смещением ядра горения в сторону сопла (рис. 3.9). Отметим, что температура в зоне уступа выше рабочей температуры стали, поэтому рекомендуется использовать теплозащитное покрытие.

Температура обечайки (рис. 3.10) находится в допустимых пределах для всех исследуемых параметров за счёт её активного охлаждения набегающим потоком воздуха.

Скорость потока на выходе из сопла зависит от геометрии камеры и скорости подачи топлива. С увеличением подачи водорода скорость начинает расти. При длине камеры $L=140$ мм появляется скачок присоединения, поэтому происходит падение скорости (рис. 3.12).

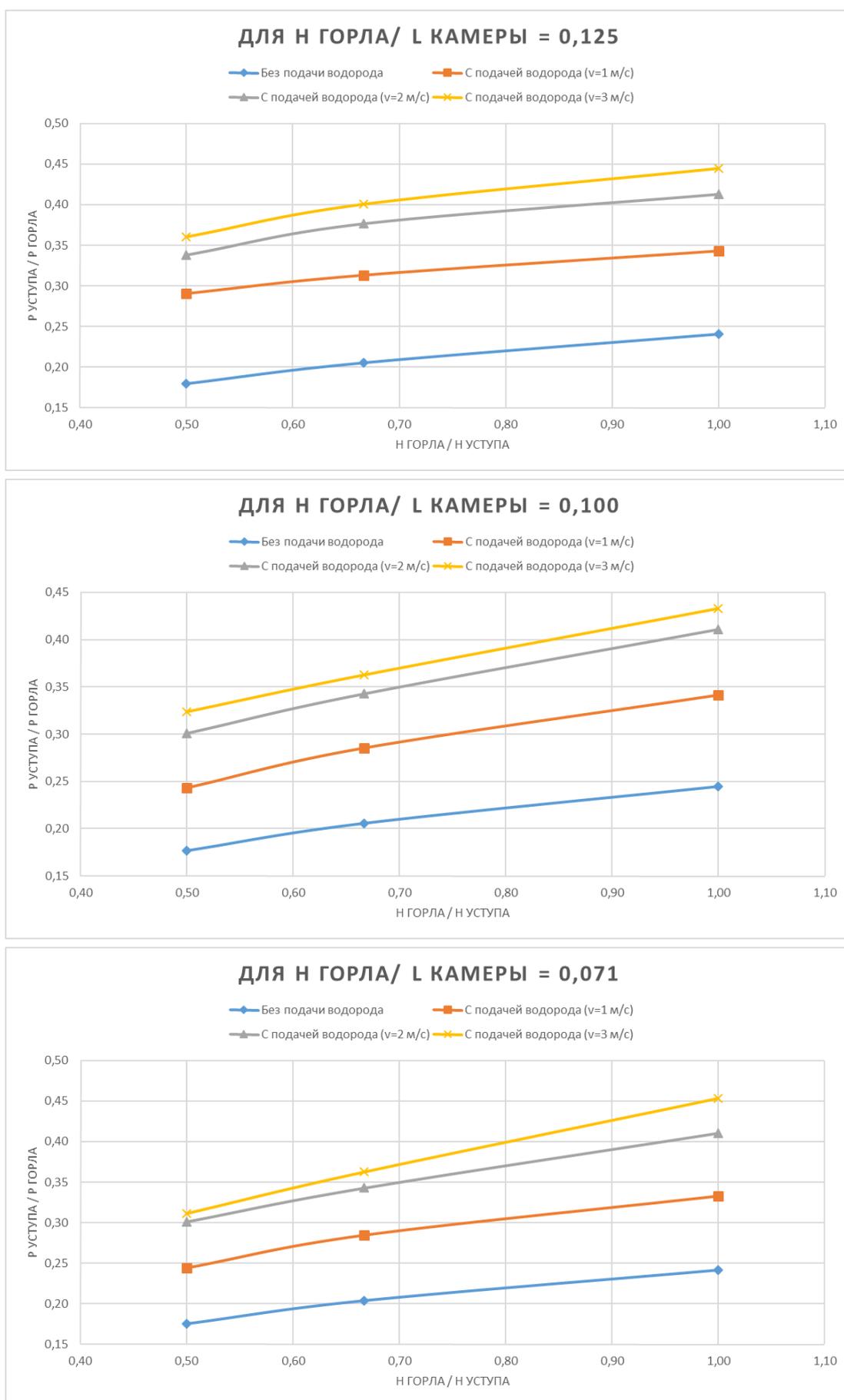


Рисунок 3.7 – Отношение давления за уступом к давлению на входе в расчётную область

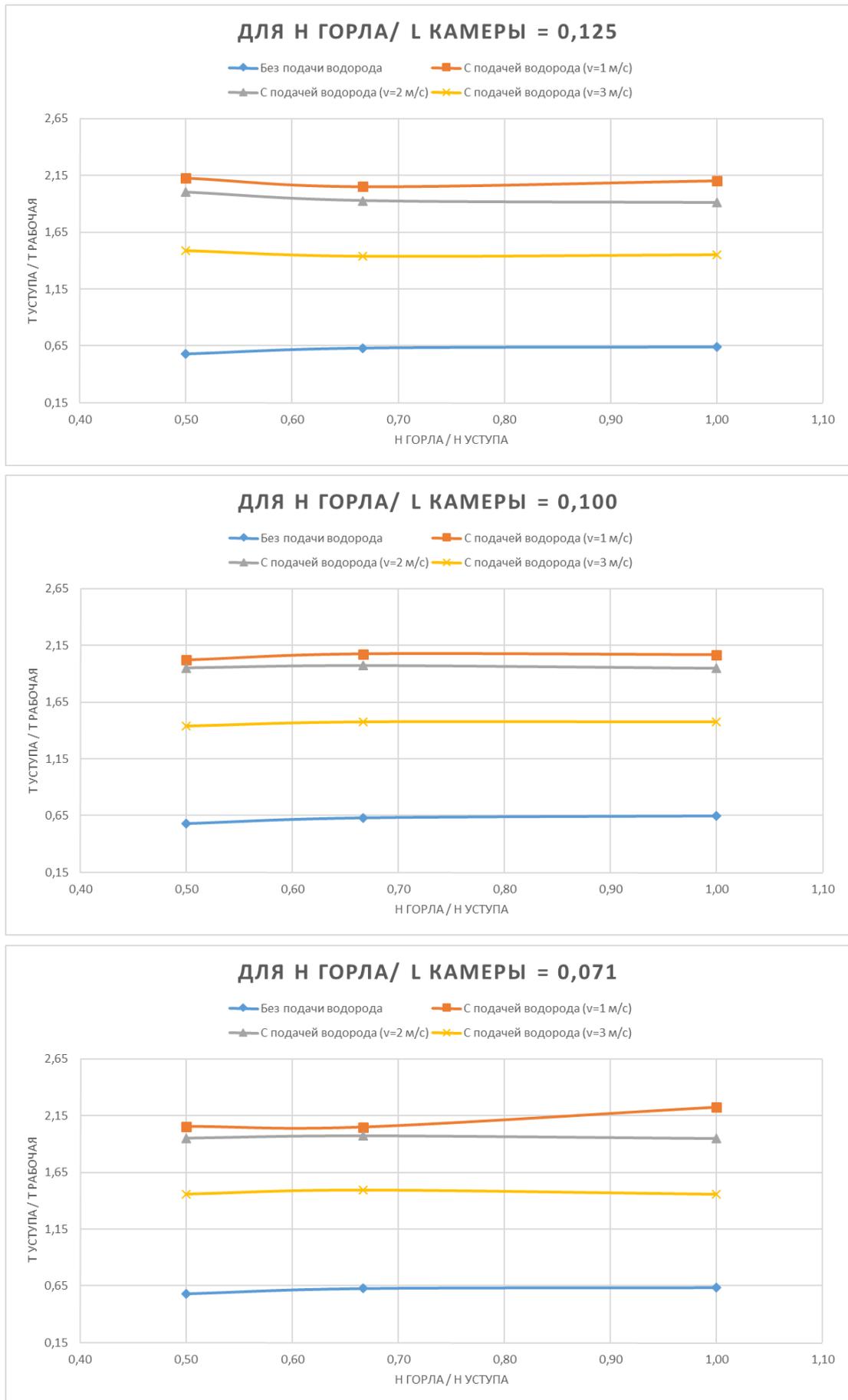


Рисунок 3.8 – Отношение температуры в зоне уступа к рабочей температуре (1000 К)

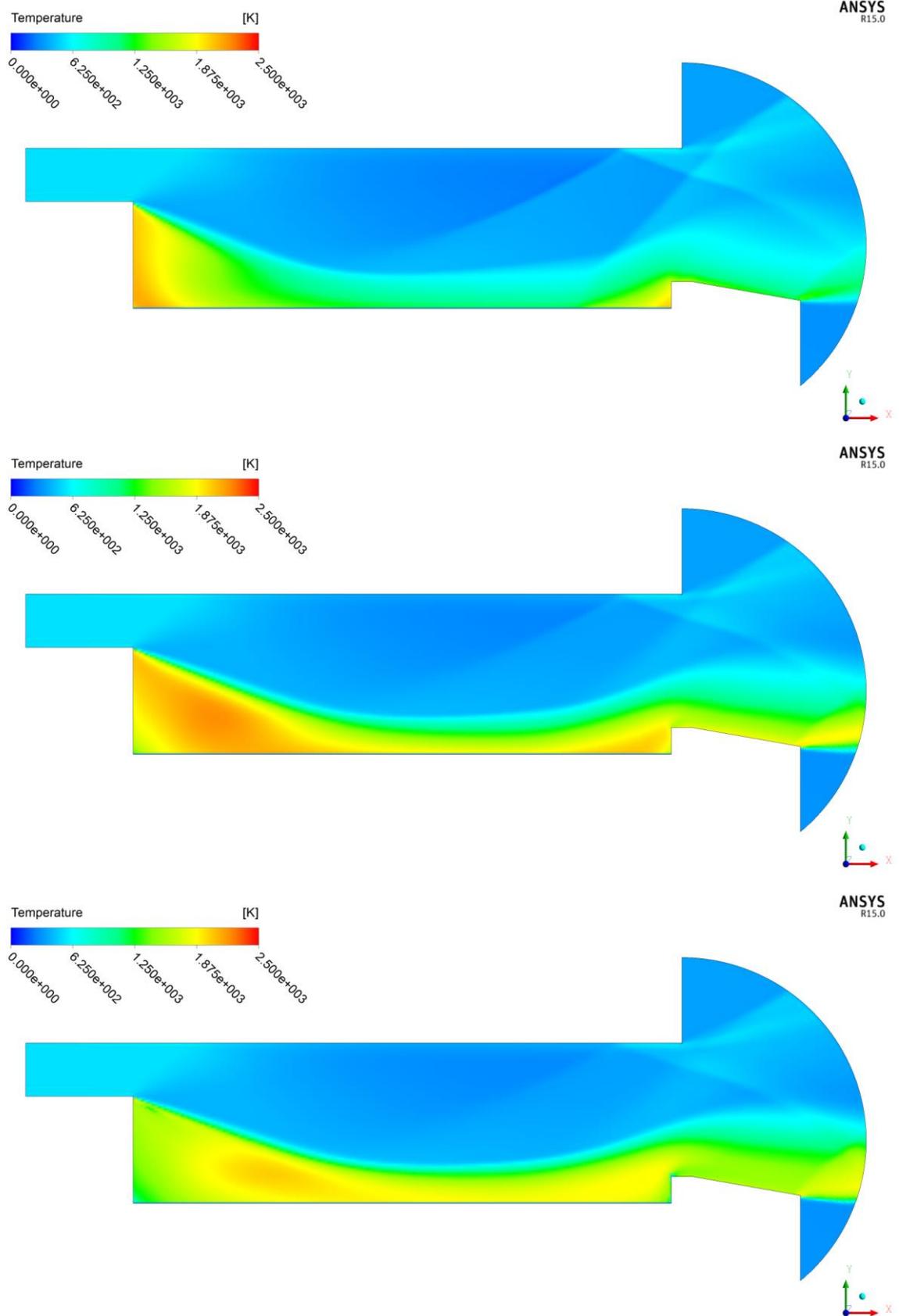


Рисунок 3.9 – Температура потока при $h_{гор}=10$, $h_{ступя}=15$, $L=100$ для трёх скоростей горючего: 1, 2, 3 м/с.

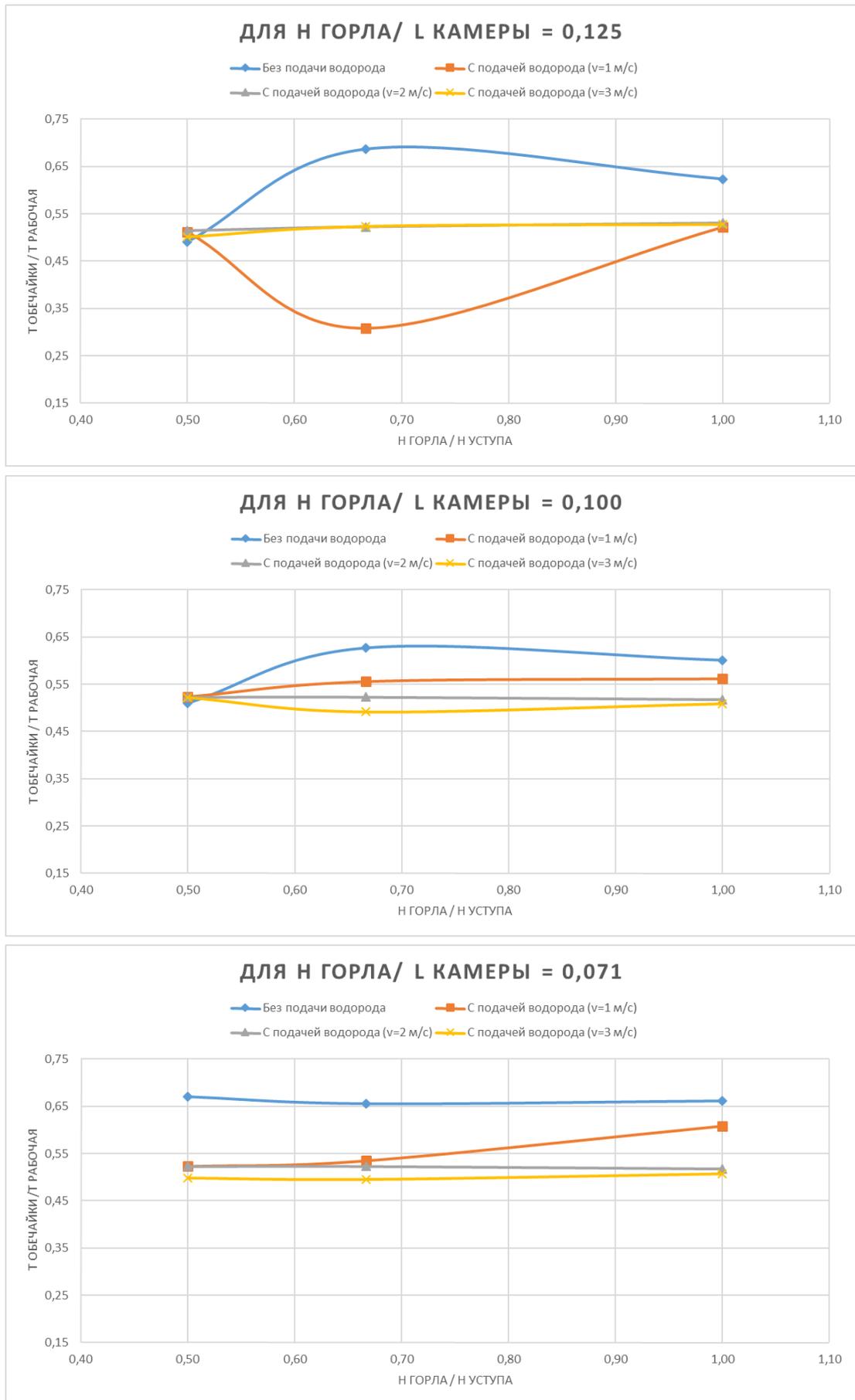


Рисунок 3.10 – Отношение температуры в зоне обечайки к рабочей температуре (1000 К)

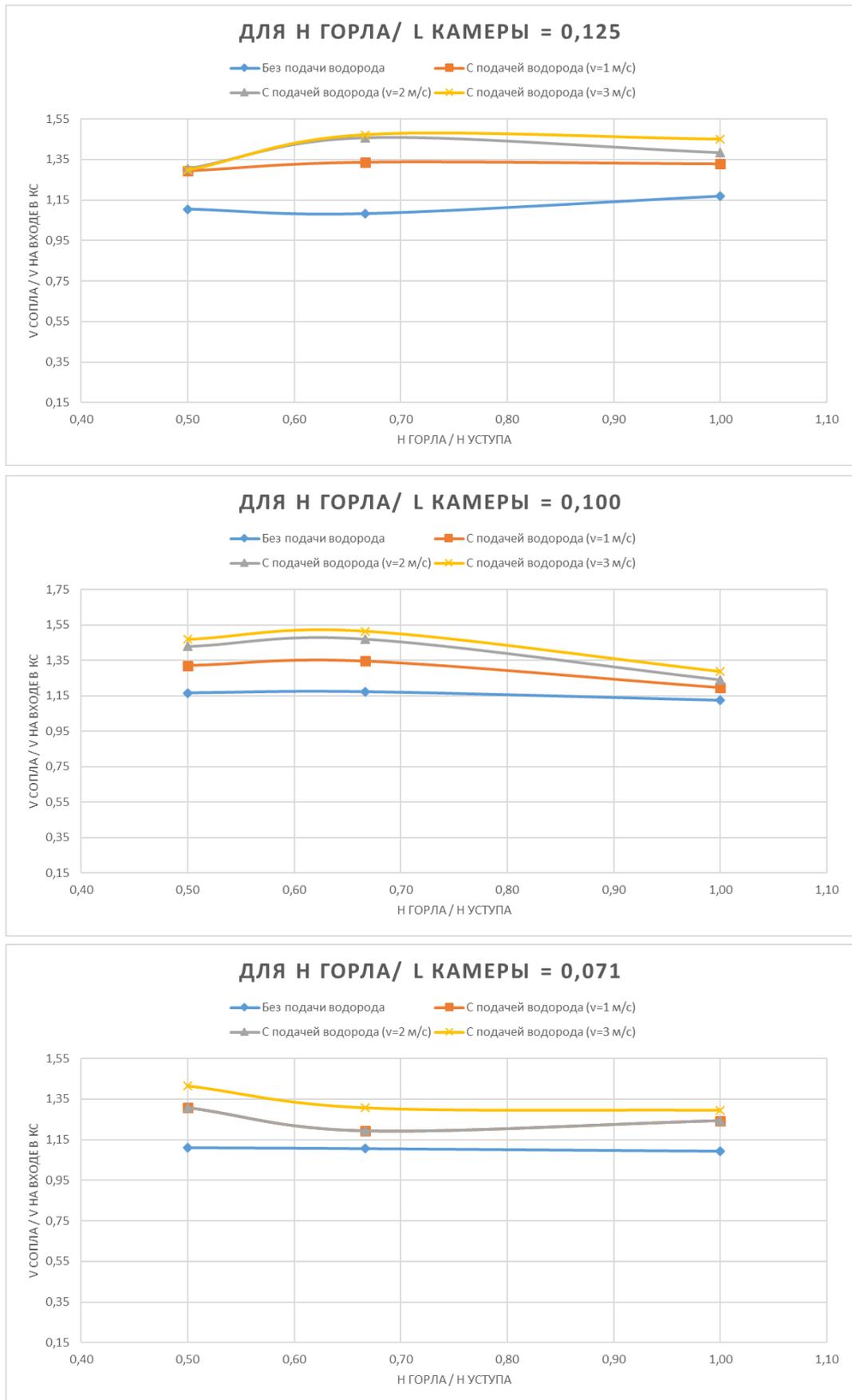


Рисунок 3.11 – Отношение скорости на выходе из сопла к скорости потока, огибающего обечайку (ссылка 4 на рисунке 3.6).

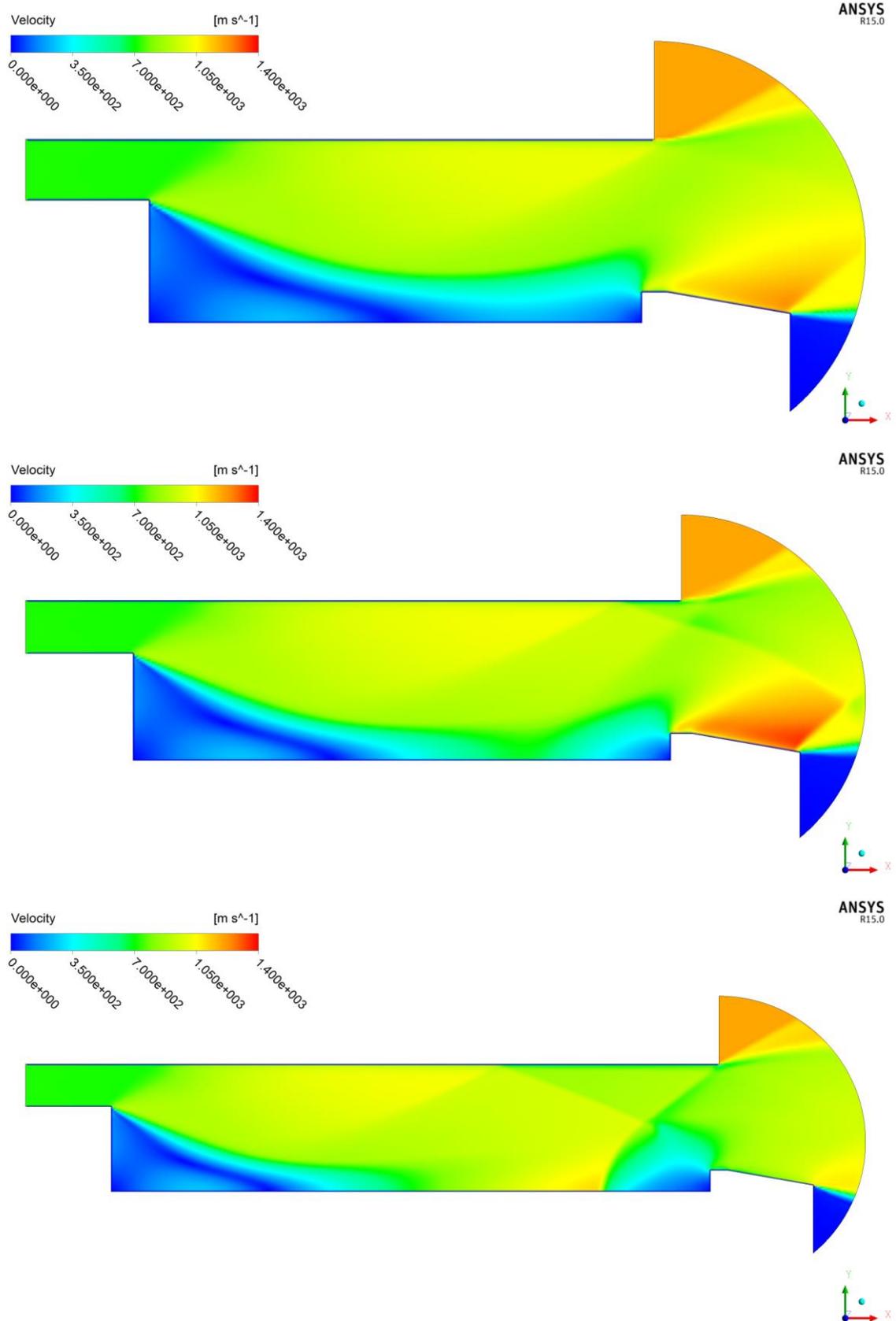


Рисунок 3.12 – Скорость потока при $h_{\text{гор}}=10$, $h_{\text{ступня}}=15$, скоростей горючего 2м/с, для L равное 80, 100 и 140 мм

4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В СВЕРХЗВУКОВОЙ ДВУХКОНТУРНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

4.1 Испытания на «Стенде сверхзвукового горения»

На «Стенде сверхзвукового горения» проведены испытания модельной камеры сгорания при температуре потока $T_0=1500-1700$ К, числе Маха $M \approx 1.9$, давлении торможения $P_0=0,7$ МПа [79]. Продукты неполного сгорания топлива имитировались смесью водорода и азота.

4.1.1 Испытания камеры без подачи газообразного топлива

Испытания проводились в три этапа: «холодные пуски», «пуски с подачей газообразного топлива» и «пуски с имитацией догорания».

«Холодные пуски» выполняются при температуре $T_0=300$ К сверхзвукового воздушного потока. Целью испытаний являлось определение газодинамической структуры течения в устройстве. Для этого используется теневой прибор ИАБ-451 с непрерывным источником подсветки (ДРШ-250), круглой диафрагмой и кольцевым ножом. Регистрация велась на фотоаппарате Nikon-510с. На входе в камеру дожигания измерялось статическое давление $P_{ст}$ на нижней стенке (рис. 2.20). По давлению в форкамере и статическому давлению на входе в устройство определялось число Маха и приведенная скорость.

На рисунке 4.1 представлены зависимости давлений от времени.

Принимая давление в форкамере за полное давление в потоке ($P^*=P_0$), найдем число Маха и приведенную скорость на входе в устройство [80]:

$$P^* = \frac{P_{ст}}{\pi(\lambda)} = \frac{P_{ст}}{\left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = P_{ст} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4.1)$$

$$M^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P^*}{P_{ст}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (4.2)$$

$$\lambda^2 = \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_{ст}}{P^*}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (4.3)$$

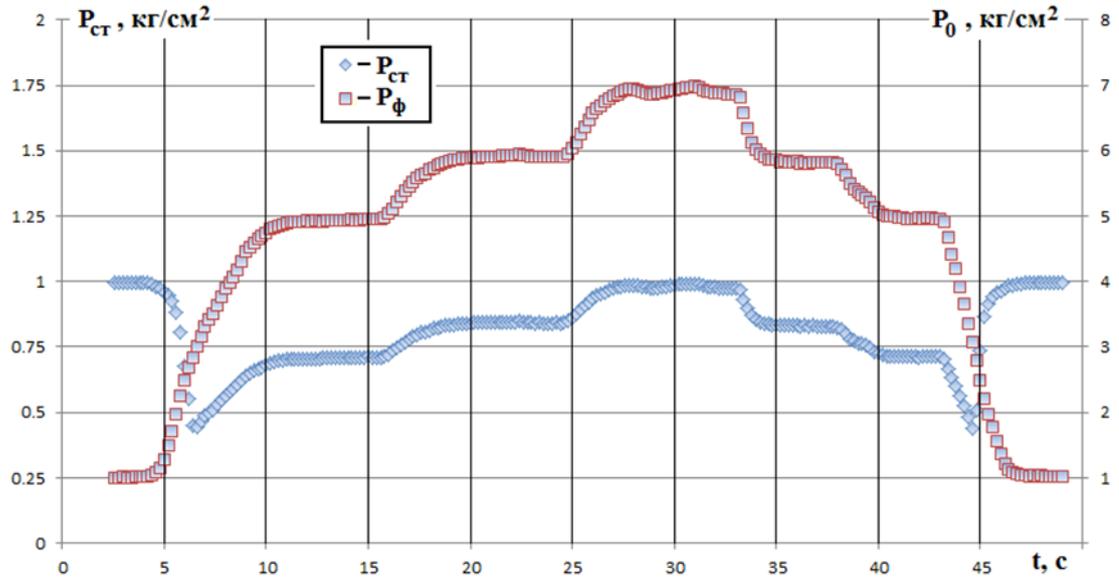


Рисунок 4.1 – Зависимость статического давления и давления в форкамере от времени

На рис. 4.2 видны зависимости изменения числа Маха и приведенной скорости от времени эксперимента. Получено, что средние значения $M=1,93$ и $\lambda=1,6$ не зависят от давления в форкамере, что свидетельствует об установившейся газодинамической структуре потока на входе в устройство.

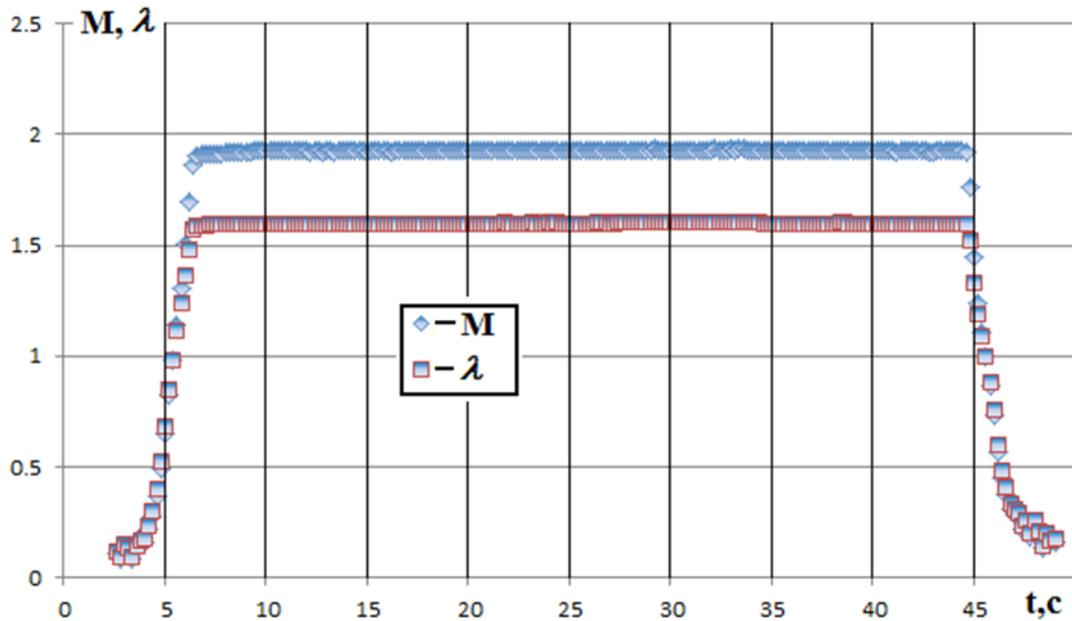


Рисунок 4.2 – Число Маха и приведенная скорость на входе в составную часть модели

Пример теневой регистрации представлен на рис. 4.3. По входным волновым характеристикам (углу наклона к направлению набегающего потока) можно определить число Маха на входе в устройство:

$M = \frac{1}{\sin \beta}$, где β – угол между направлением потока и линией Маха, $\beta \approx (31,5 \pm 0,5)$ и $M \approx 1,94 - 1,89$.

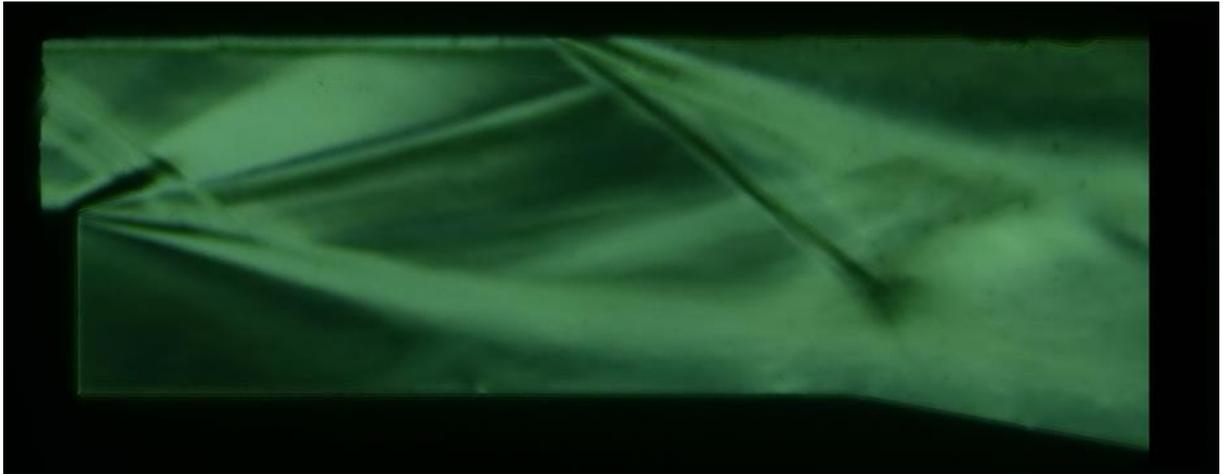


Рисунок 4.3 – Структура течения в тестируемой камере дожигания без подачи газа за уступ

Эти значения близки к значению числа Маха, определённого экспериментально при «холодных пусках» по измеренным давлению в форкамере и статическому давлению на входе в устройство ($M=1,93$). Видно, что за уступом наблюдается зона отрывного течения. Вторая зона отрыва находится ниже по потоку - на верхней стенке, образуя косой скачок уплотнения.

Необходимо отметить, что особенности структуры газового потока обусловлены относительно малой длиной канала и большой степенью его расширения (большого угла расширения нижней стенки). Это приводит к влиянию внешних условий на внутреннее течение. Иллюстрацией является картина визуализации течения, представленная на рис. 4.4. Наличие скачка уплотнения на верхней стенке и возникающего за ним веера волн разрежения является результатом такого воздействия. Возможно возникновение отрывной зоны.

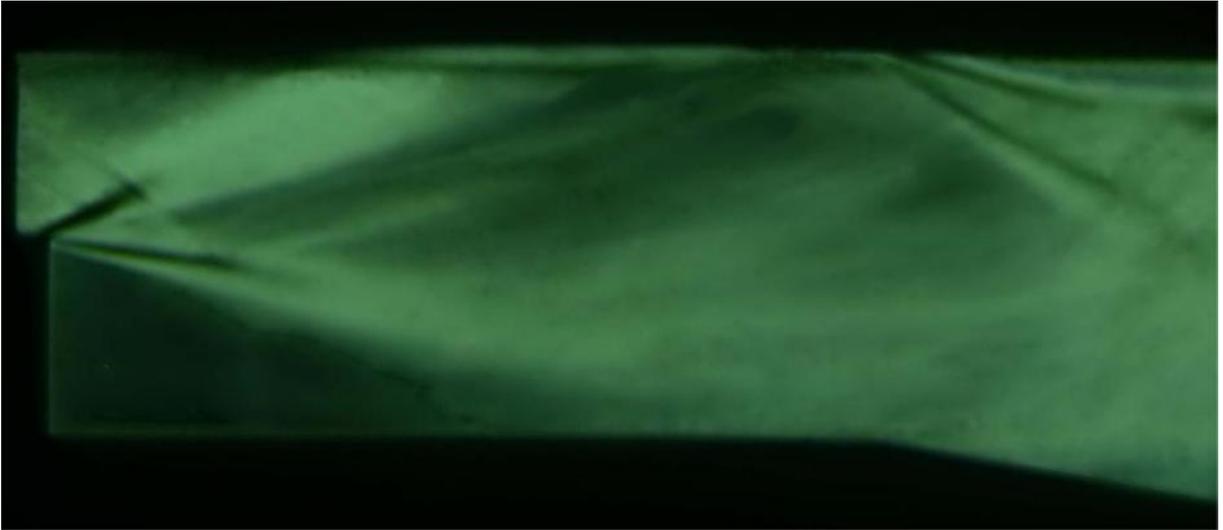


Рисунок 4.4 – Структура течения в тестируемой камере дожигания с подачей воздуха одновременно в две полости

В качестве базового режима был выбран режим с давлением в форкамере $P_0=0.7$ МПа. На рис. 4.5 приведены зависимости давлений от времени в течение пуска.

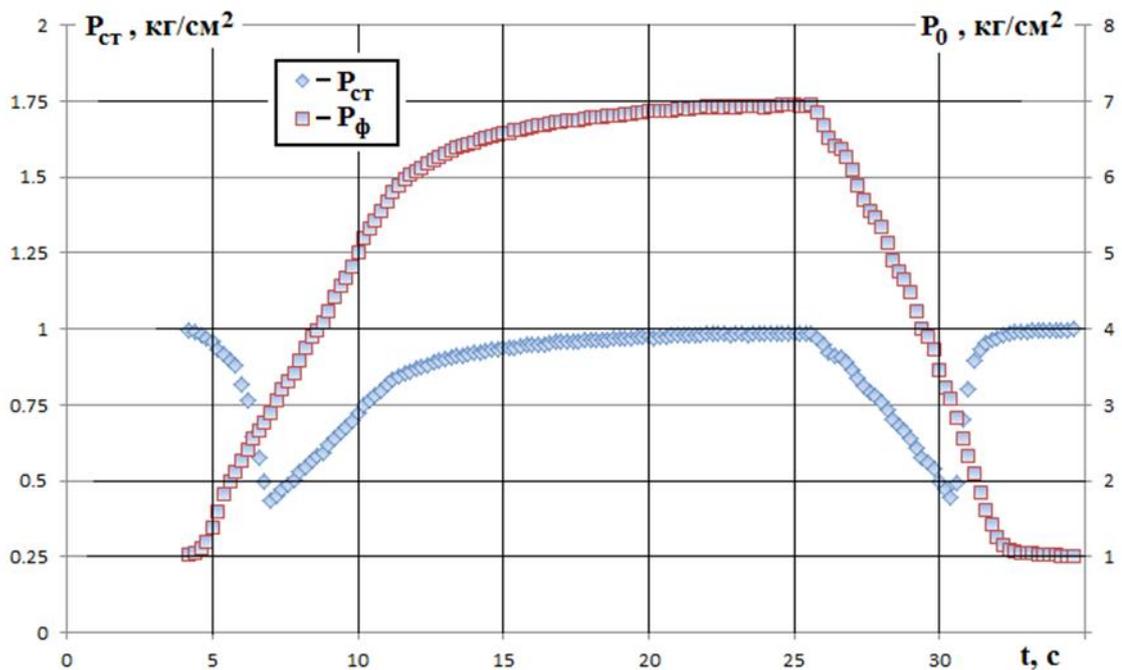


Рисунок 4.5 – Зависимость статического и давления в форкамере от времени

Оценить расход воздуха через камеру дожигания можно из зависимостей, представленных в работе [80]:

$$M^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P^*}{P_{ст}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (4.4)$$

$$G_0 = \xi \cdot \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \cdot \sqrt{\frac{1}{R} \cdot \frac{P^*}{\sqrt{T^*}}} \cdot F \cdot q(\lambda) \quad (4.5)$$

$$q(\lambda) = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4.6)$$

где ξ – расходный коэффициент ($\sim 1,0$).

Положим, что в нашем случае $\xi \approx 1,0$, $P^* = P_0 = 0,7$ МПа, $T^* = T_0 \approx 300$ К, $M = 1,93$, тогда для холодного воздуха расход через устройство будет равен $G_0 \approx 4100$ г/с, и для горячего воздуха с $P_0 = 0,7$ МПа, $T_0 \approx 1500$ К, $M = 1,91$ – $G_0 \approx 190$ г/с. Из формулы (4.5) следует, что соотношение $P^*/P_0 = 0,91 \dots 0,95$.

4.1.2 Испытания камеры с подачей газообразного топлива

Вторая серия опытов проводилась с подачей газообразного топлива. Температура газового потока варьируется в диапазоне $T_0 = 1500 \dots 1600$ К. Целью этих испытаний является определение условий горения при стабилизации в области внезапного расширения.

В горячий поток за уступ подавались метан, водород, пропан. Регистрируется процесс самовоспламенения и поддержания горения при выключении ЭДП. Для определения зон горения применяется спектрозональная съемка на длине радикала OH^* . Получено, что в исследуемой схеме не происходит самовоспламенения при расходе метана $G_{CH_4} = 0 \dots 4,5$ г/с, подаваемого из двух мест, и расходе $G_{CH_4} = 0 \dots 0,5$ г/с, подаваемого из одного места. Так же не реализуется самовоспламенение пропана при расходах $G_{C_3H_8} = 0 \dots 0,45$ г/с.

Для поджога CH_4 во второе место подачи подводился H_2 .

На рисунках 4.6 и 4.7 приведен пример регистрации горения водорода (а) и смеси метана с водородом (б). Температура потока $T_0 = 1600$ К, давление в форкамере $P_0 = 0,7$ МПа, число Маха $M = 1,91$ (определяется из отношения давлений: статического на входе в блок камеры сгорания и давления в форкамере), расходы водорода $G_{H_2} \approx 0,085$ г/с и метана $G_{CH_4} \approx 0,45$ г/с. Во время эксперимента добиваются

воспламенения водорода, затем подается метан и через некоторое время подача водорода прекращается. Метан горит только при наличии водорода. По снимкам видеокамеры (рис. 4.7) наблюдаются области свечения от горения: для водорода в зоне отрыва и за ее пределами; при подаче метана – только вне зоны отрыва. Данные спектрозональной съемки на длине радикала ОН свидетельствуют, что без метана водород горит, в основном, в области отрыва и слое смещения. При подаче метана горение происходит за пределами отрыва, в слое смещения и за его пределами.

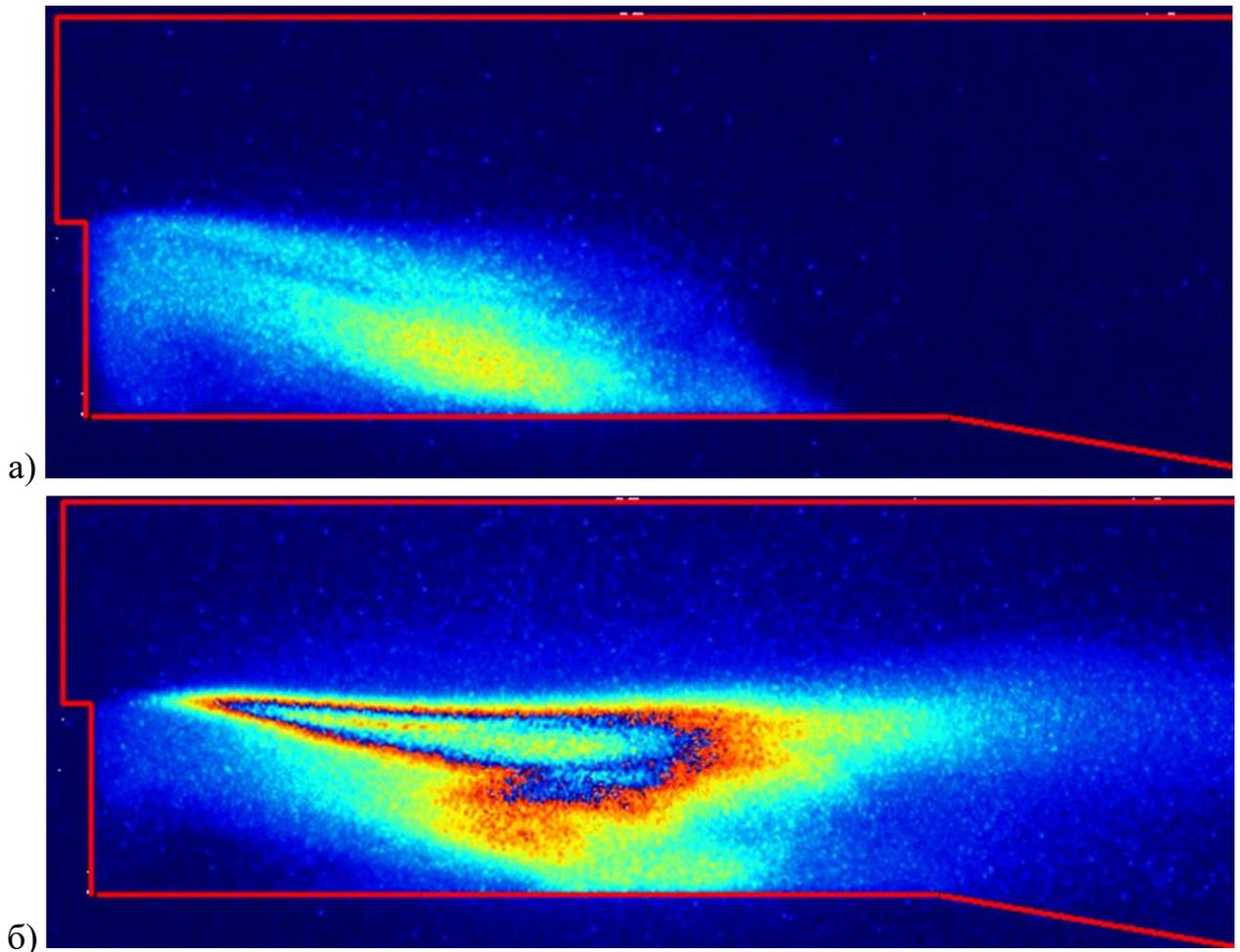


Рисунок 4.6 – Спектрозональная регистрация горения: а – водород, б – метан+водород

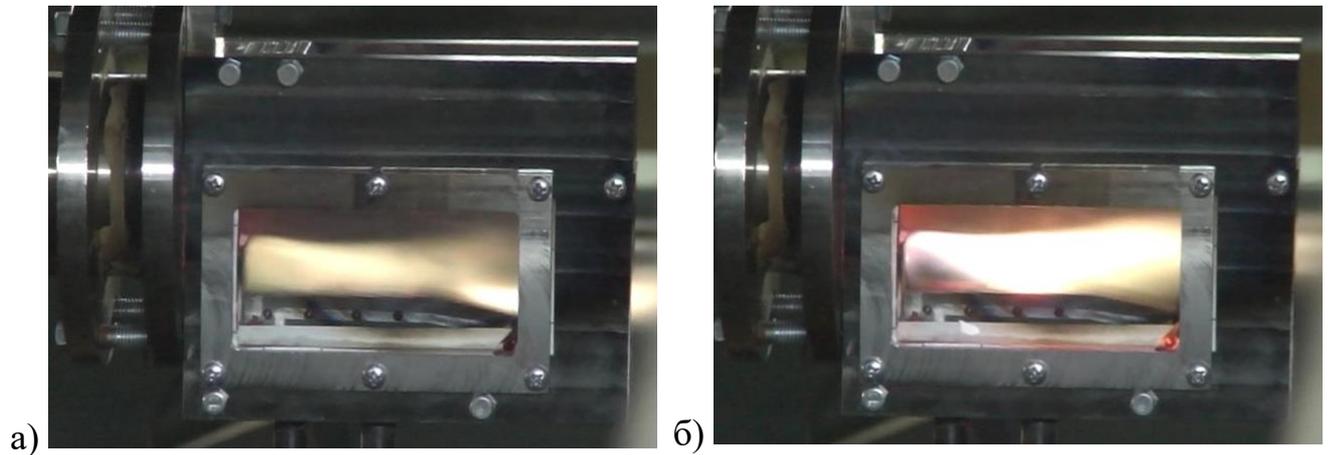


Рисунок 4.7 – Прямая видеосъемка горения: а – водород, б – метан+водород

На рис. 4.8 приведена интегральная светимость пламени на длине радикала ОН от времени. Подача водорода осуществляется при $t=2$ с, метана – при $t=7.5$ с. Прекращение подачи водорода – $t=14$ с.

Получено, что интенсивность излучения пламени при подаче смеси метан/водород возросла 4 раза. С чем это связано определить нельзя, т.к. характер горения метана (кинетика реакций) зависит от условий, в которых происходят реакции окисления метана.

В дальнейших испытаниях в качестве топлива применялся водород. Подвод осуществлялся через одну зону, непосредственно за уступом.

На рис. 4.9а представлен пример спектрозональной регистрации горения водорода за уступом. Расход водорода $G_{H_2}=0,048$ г/с, $P_0=0,7$ МПа, $T_0=1600$ К. Горение почти полностью происходит в отрывной зоне и частично в слое смешения.

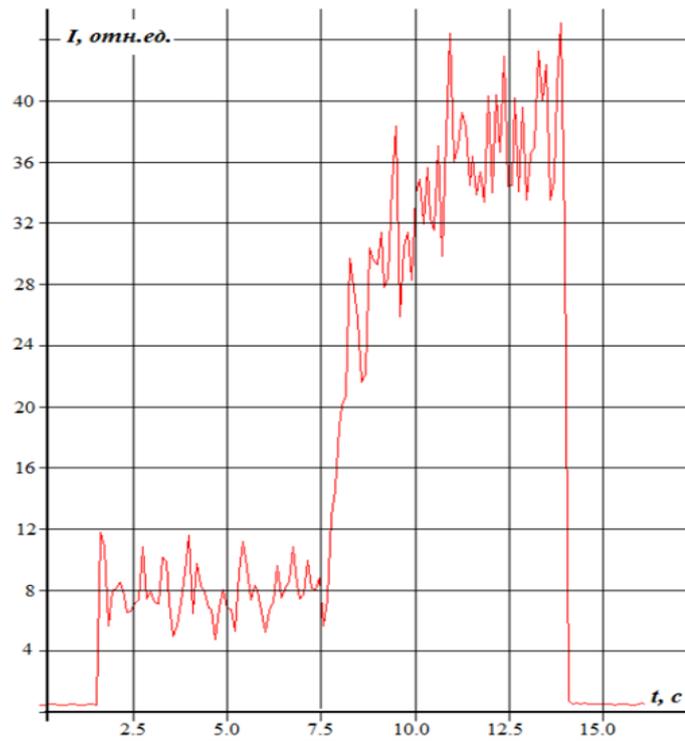


Рисунок 4.8 – Интегральная светимость пламени

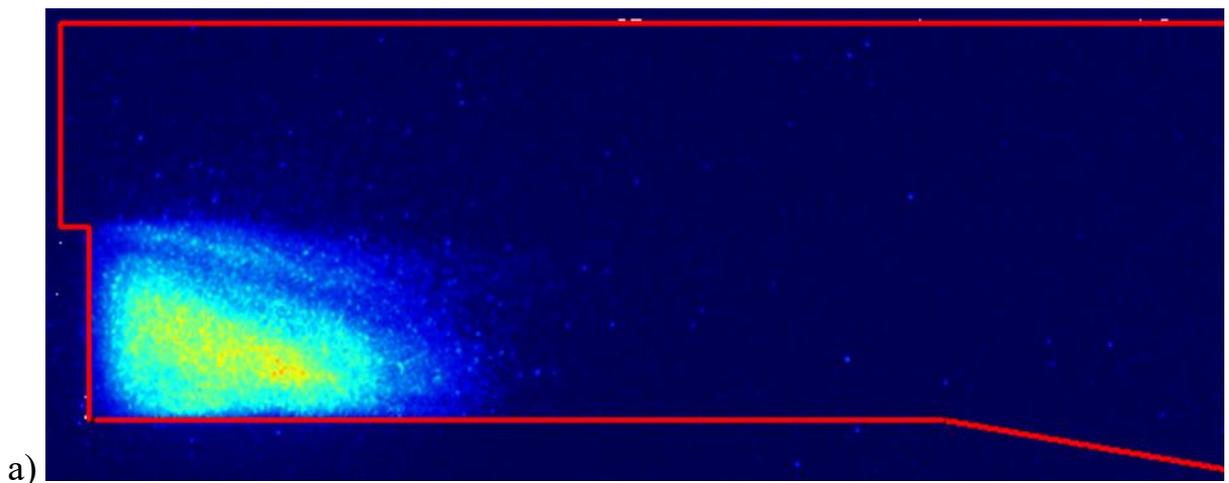


Рисунок 4.9 – Горение водорода за уступом: а – спектрозональная съемка, б – прямая видеорегистрация.

4.1.3 Пуски с имитацией догорания

При «пусках с имитацией догорания» температура сверхзвукового потока воздуха находится в диапазоне $T_0=1500-1700$ К. Целью этих экспериментов была имитация догорания продуктов неполного сгорания топлива. Смесь водорода с азотом имитирует продукты неполного сгорания в газогенераторе силовой установки.

На рис. 4.10 приведены в зависимости от времени давления в форкамере, линиях подачи газов и температуры в течение пуска. После включения ЭДП и выхода на режим стенда «Сверхзвукового горения» ($P_0=0,7$ МПа, $T_0=1600$ К) подается H_2 ($t=7,5$ с), происходит воспламенение и стабилизация горения H_2 (рис. 4.12а). Затем подается N_2 ($t=12,5$ с) и горение продолжается (рис. 4.12б). При достижении предельной концентрации H_2 в смеси, пламя срывается ($t=15,5$ с). Момент срыва пламени определялся по спектрозональной регистрации.

Из отношения расходов водорода и азота определяется коэффициент избытка воздуха α в силовой установке на момент срыва, [9]:

$$\alpha = \frac{G_{OK}}{L_0 G_{TOP}} \quad (4.7)$$

G_{OK} – расход окислителя, G_{TOP} – расход топлива в газогенераторе силовой установки.

$$G_{CM} = G_{OK} + G_{TOP} = \Delta G_{TOP} + G_1 \quad (4.8)$$

ΔG_{TOP} – остатки топлива в продуктах неполного сгорания, G_1 – нейтральные компоненты.

$$\begin{aligned} G_{TOP} &= \frac{G_{OK}}{\alpha L_0} = G_{\alpha=1} + \Delta G_{TOP}, \\ G_{\alpha=1} &= \frac{G_{OK}}{L_0}, \\ G_{OK} &= \frac{\alpha L_0 \Delta G_{TOP}}{1 - \alpha}, \\ G_{CM} &= G_{OK} \left(\frac{\alpha L_0 + 1}{\alpha L_0} \right) = \Delta G_{TOP} \left(\frac{\alpha L_0 + 1}{1 - \alpha} \right) = \Delta G_{TOP} + G_1, \\ \Delta G_{TOP} \cdot \frac{\alpha(L_0 + 1)}{1 - \alpha} &= G_1 \end{aligned} \quad (4.9)$$

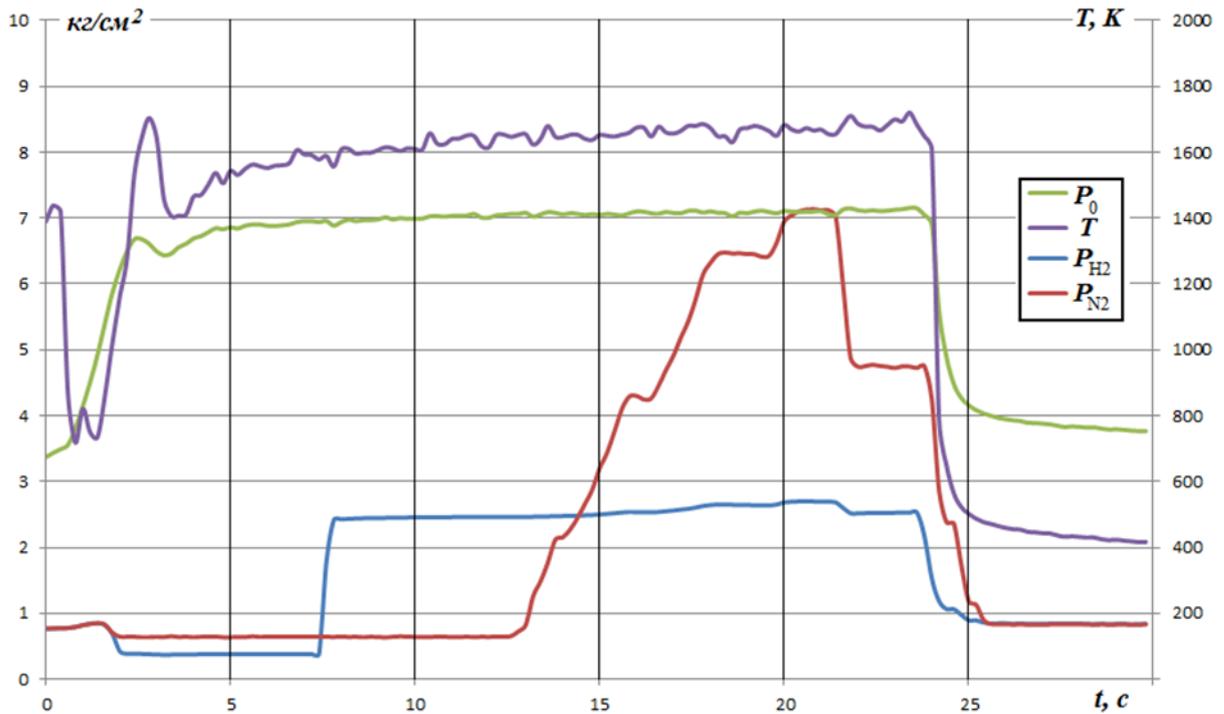


Рисунок 4.10 – График режима с догоранием в горячем потоке

Для водорода и воздуха $L_0=34.5$ и $\frac{G_1}{\Delta G_{\text{топ}}} = \frac{\alpha(L_0+1)}{1-\alpha} = 35,5 \frac{\alpha}{1-\alpha}$

$$\alpha = \frac{\frac{G_1}{\Delta G_{\text{топ}}}}{\frac{G_1}{\Delta G_{\text{топ}}} + (L_0 + 1)} = \frac{\frac{G_1}{\Delta G_{\text{топ}}}}{\frac{G_1}{\Delta G_{\text{топ}}} + 35,5} \quad (4.10)$$

$\Delta G_{\text{топ}}=0,06$ г/с (расход водорода), $G_1=2,22$ г/с (расход азота) на момент срыва. Получаем $\alpha=0,51$, т.е. в данном случае имитировалось догорание остатков топлива смеси $\alpha=0,51$.

На рис. 4.11 приведены в зависимости от времени давления в форкамере, линиях подачи газов и температуры в течение пуска. После включения ЭДП и выхода на режим стенда «Сверхзвукового горения» ($P_0=0.7$ МПа, $T_0=1600\text{K}$) подается H_2 ($t=7,5$ с), происходит воспламенение и стабилизация горения H_2 (рис. 4.13а). Затем отключается ЭДП ($t=12$ с) и горение идет в холодном потоке при восстановлении давления в форкамере до $P_0=0,7$ МПа (рис. 4.13б). В момент $t=19,5$ с подается N_2 горение продолжается (рис. 4.13в), пламя локализуется в отрывной зоне и угасает с увеличением концентрации азота в смеси. Рис. 4.13г соответствует

моменту окончания спектрозональной съемки, при этом $\Delta G_{\text{топ}}=0,09$ г/с (расход водорода), $G_1=2,54$ г/с (расход азота) и $\alpha=0,45$.

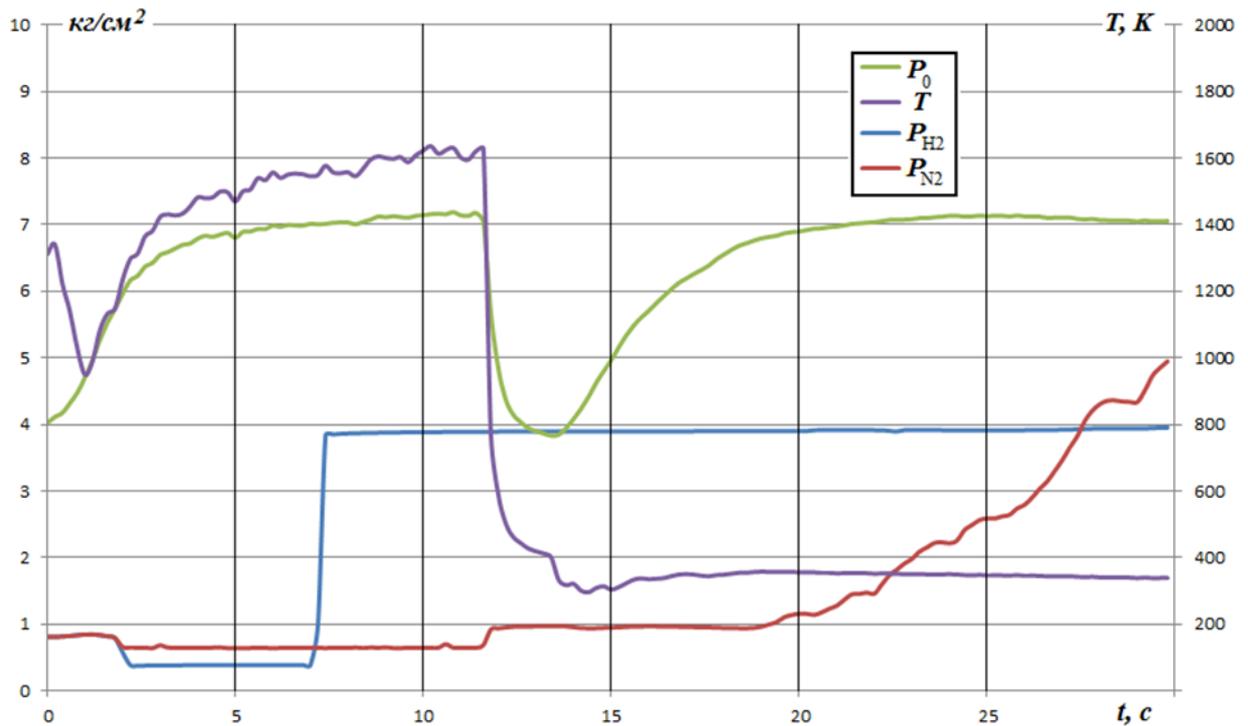


Рисунок 4.11 – График режима с догоранием в холодном потоке

Во время испытаний случилась нештатная ситуация. Область присоединения потока оказалась на месте подачи смеси H_2/N_2 . Увеличение расхода привело к возрастанию температуры в этом месте выше температуры воспламенения металла. Произошло прогорание пластин, выравнивающих поток смеси (рис. 4.14, 4.15).

Проведённые испытания показали, что конструкция модельной камеры сгорания позволяет проводить исследования процессов дожигания, при этом одной из проблем является организация устойчивого горения модельного топлива. Во избежание нештатных ситуаций следует ограничивать расход топливных смесей в области присоединения потока.

Показана возможность организации горения и догорания за уступом в сверхзвуковой камере сгорания, определены предельные расходы (срыв горения) при заданных параметрах на входе в камеру дожигания.

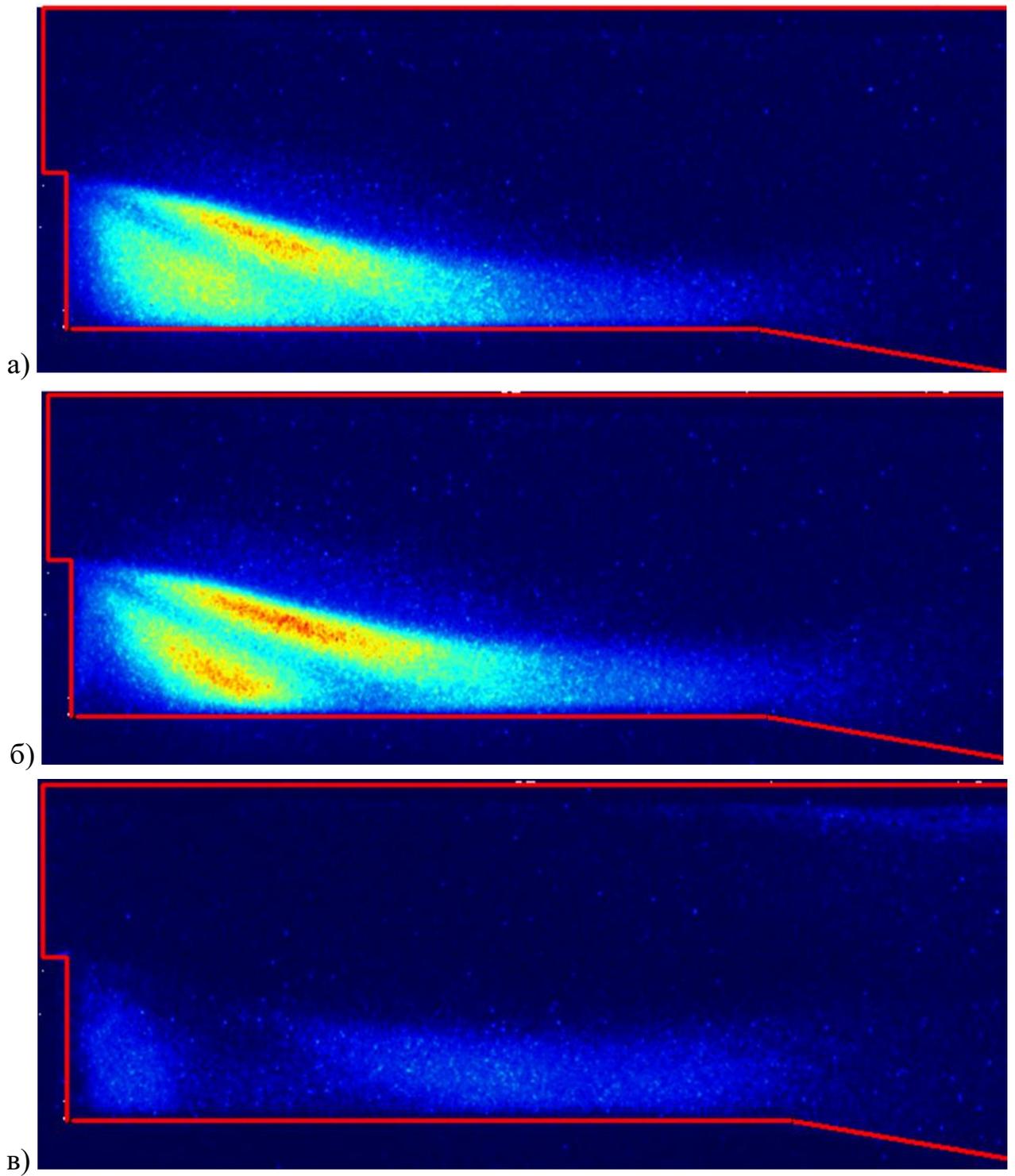


Рисунок 4.12 – Спектрозональная регистрация: а – горение водорода, б – горение смеси, в – момент срыва горения.

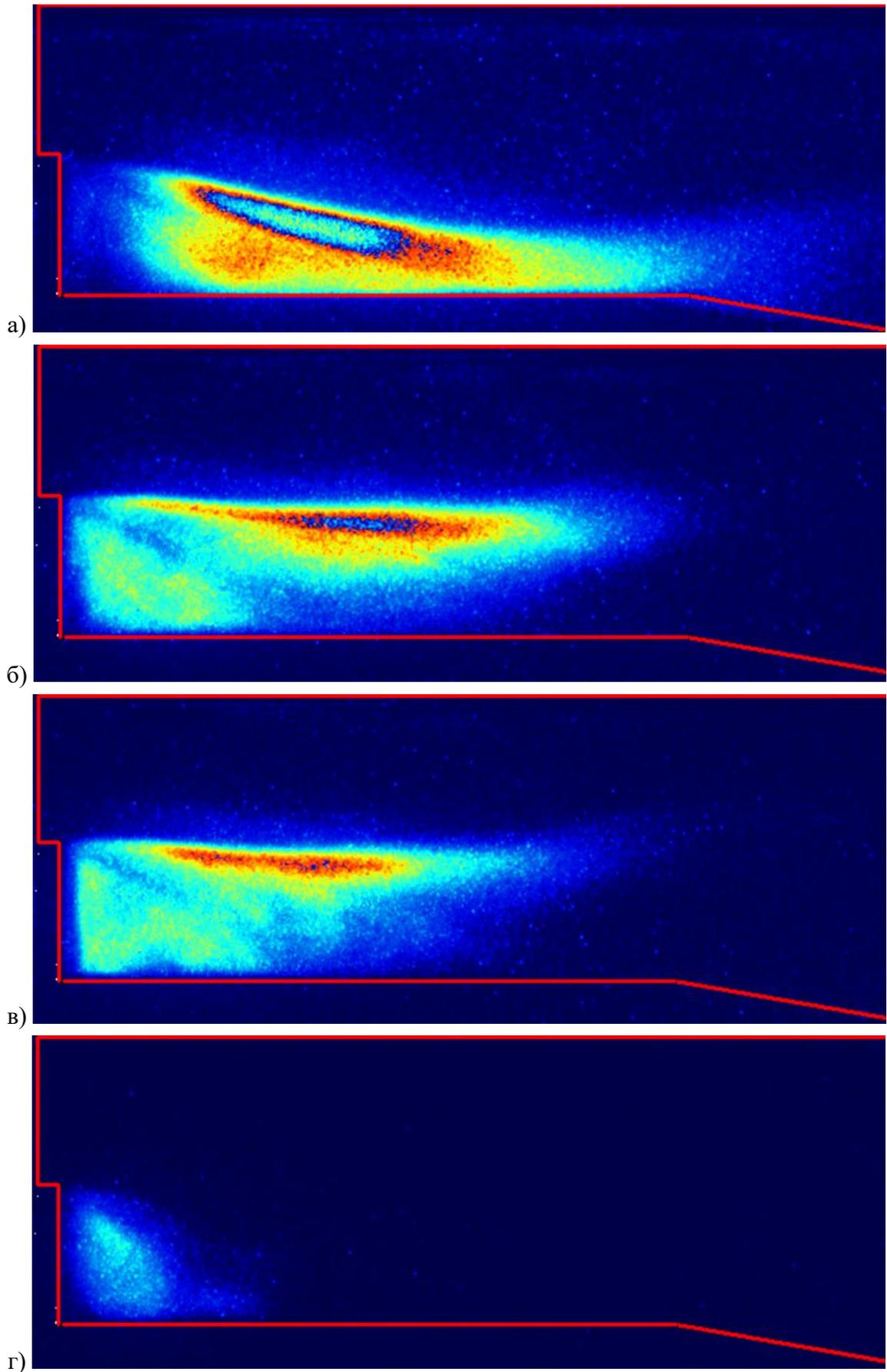


Рисунок 4.13 – Спектрозональная регистрация: а – горение водорода (горячий), б – горение водорода (холодный), в – горение смеси, г – угасание.

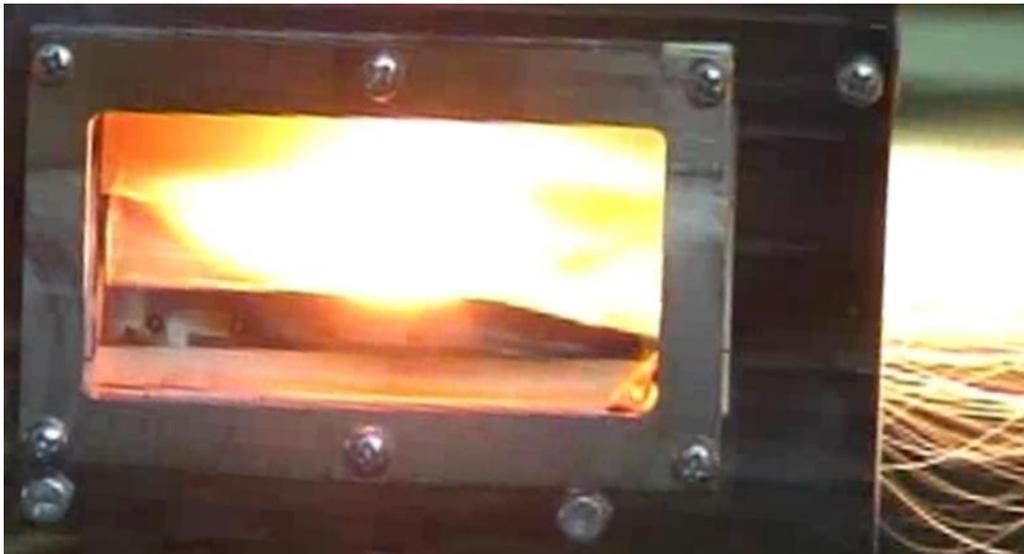


Рисунок 4.14 – Прогорания пластин

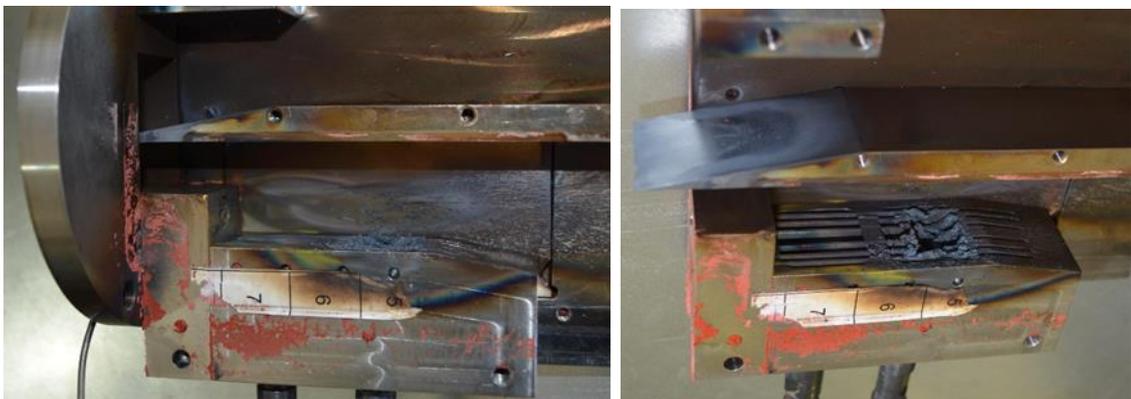


Рисунок 4.15 – Повреждения камеры догорания

4.2 Испытания на «Модельной аэродинамической установке»

В разделе представлены экспериментальные исследования, проведенные на «Модельной аэродинамической установке».

Во время проведения тестовых испытаний на «Стенде сверхзвукового горения» было показано невозможность поддержания процесса горения внутри модельной камеры сгорания без подачи водорода, поэтому на «Модельной аэродинамической установке» проводились только «холодные пуски».

Испытания велись при следующих параметрах:

- температура потока $T_0=300$ К;
- число Маха $M \approx 1,85$;
- давление торможения $P_0=0,6$ МПа.

Число Маха воздушного потока определяется экспериментально по замеру статического давления и давления за прямым скачком (рис. 4.16). Получено, что при давлении в баллонах МАУ от 50 до 70 атм среднее значение числа M составляет величину 1,85.



Рисунок 4.16 – Гребёнки для замера давления

В испытаниях варьируются два основных параметра с шагом в 5 мм: высота горла и высота уступа. Для каждого геометрического варианта проводится несколько пусков, после чего средние значения давлений в измеряемых точках (рис. 4.17) вносятся в таблицу 4.1.

Из таблицы 4.1 видно, что с уменьшением высоты горла появляется скачок присоединения (рис. 4.18, 4.19, 4.20), после которого уменьшается скорость потока и падает давление, измеряемое гребёнками на выходе из сопла. Давление за уступом меньше статического давления на входе в камеру сгорания (1 атм.) при любых исследуемых геометрических параметрах. При этом, давление разрежения за уступом прямо пропорционально высоте уступа модельной камеры сгорания.

Таблица 4.1 – Значения давлений в измеряемых точках

Высота горла	Высота уступа	Давление на выходе из сопла (давление за прямым скачком) [Па * 10 ⁻⁵]	Давление за уступом (статическое) [Па * 10 ⁻⁵]
5	5	1,398	0,89
5	10	1,489	0,62
5	15	2,006	0,60
10	5	1,540	0,78
10	10	1,388	0,74
10	15	2,797	0,74
15	5	3,567	0,93
15	10	3,141	0,77
15	15	5,532	0,66

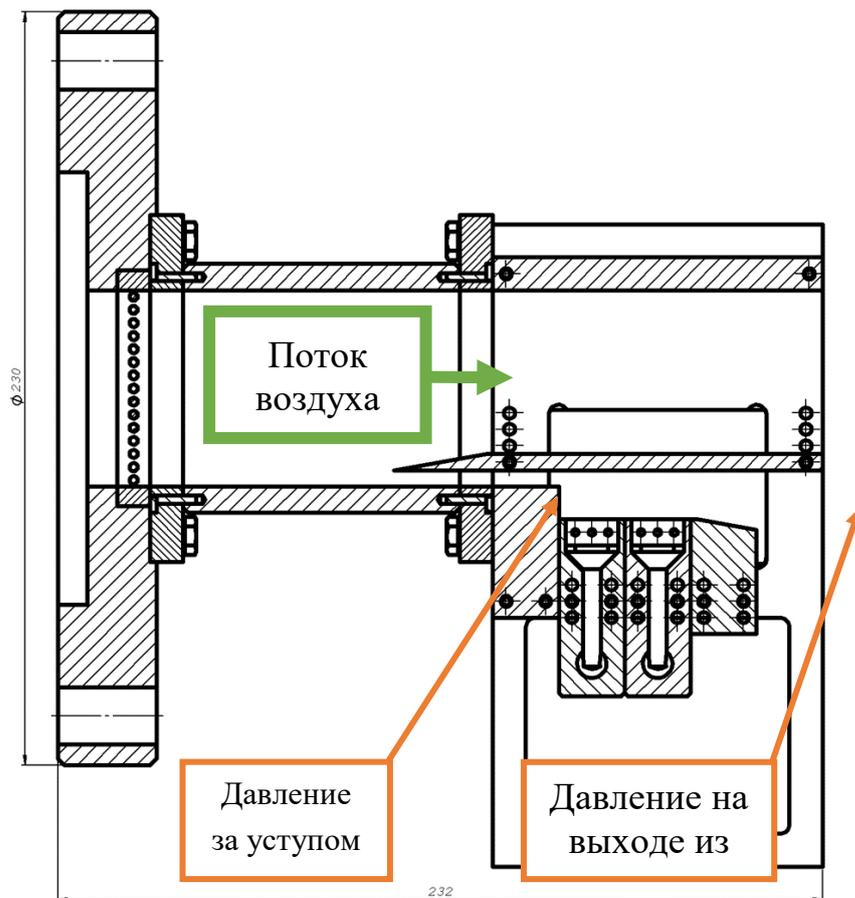


Рисунок 4.17 – Схема измеряемых параметров параметры для модельной КС

Выводы по лабораторным испытаниям, проведённым на «Модельной аэродинамической установке»:

– Для достижения большей скорости потока на выходе из сопла (увеличения удельного импульса) требуется укоротить длину обечайки. Это предотвратит образование скачка присоединения и способствует более равномерному расширению сверхзвукового потока.

– При высоте горла менее 10 мм внутри камеры появляется скачок присоединения.

– При увеличении высоты уступа значение давления в измеряемой точке падает, при это суммарное давление, действующее на уступ, растёт.

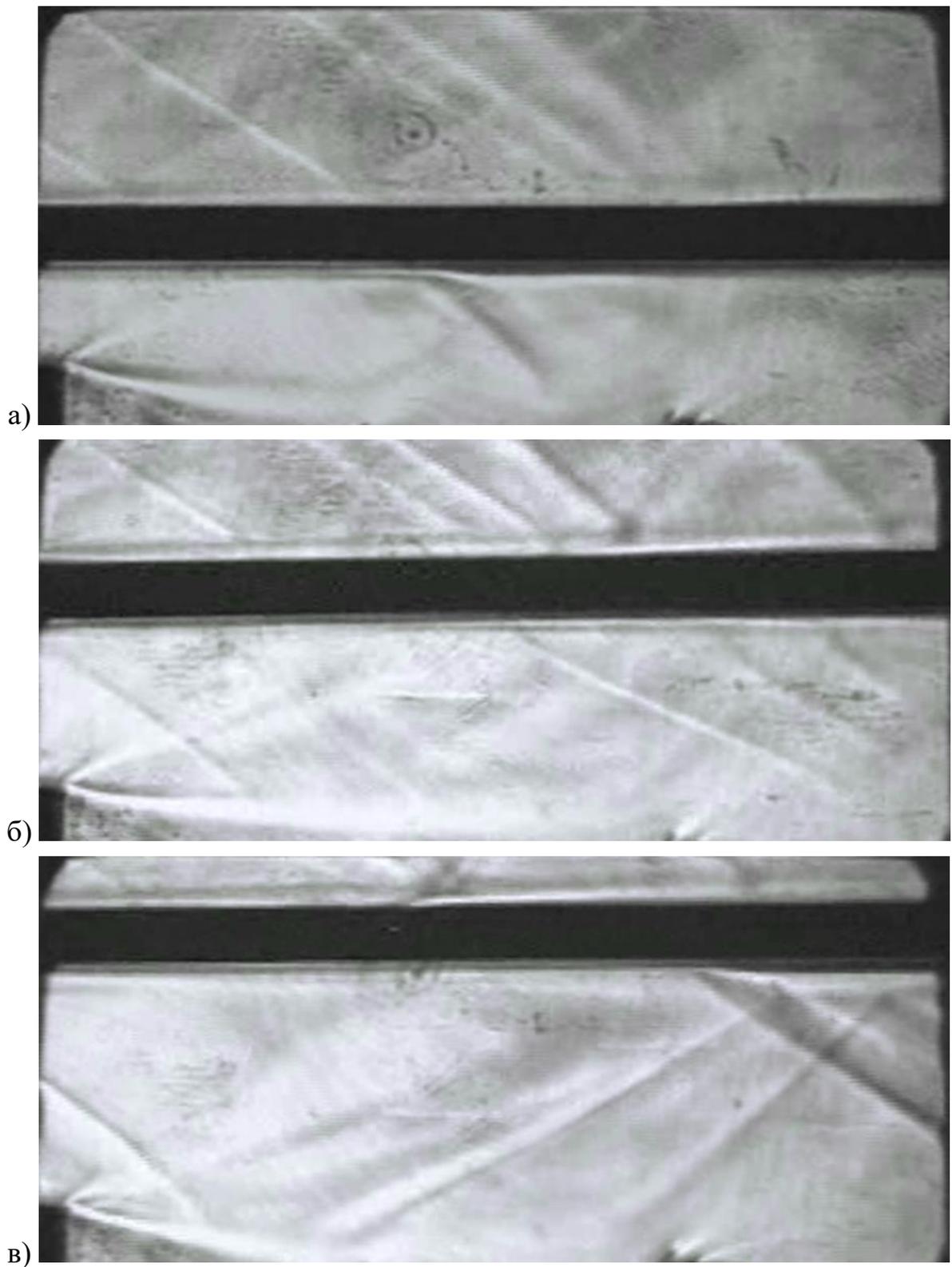


Рисунок 4.18 – Структура течения в модельной камере дожигания при $h_{\text{уступа}} = 5 \text{ мм}$: а) – $h_{\text{горла}} = 5 \text{ мм}$; б) – $h_{\text{горла}} = 10 \text{ мм}$; в) – $h_{\text{горла}} = 15 \text{ мм}$.

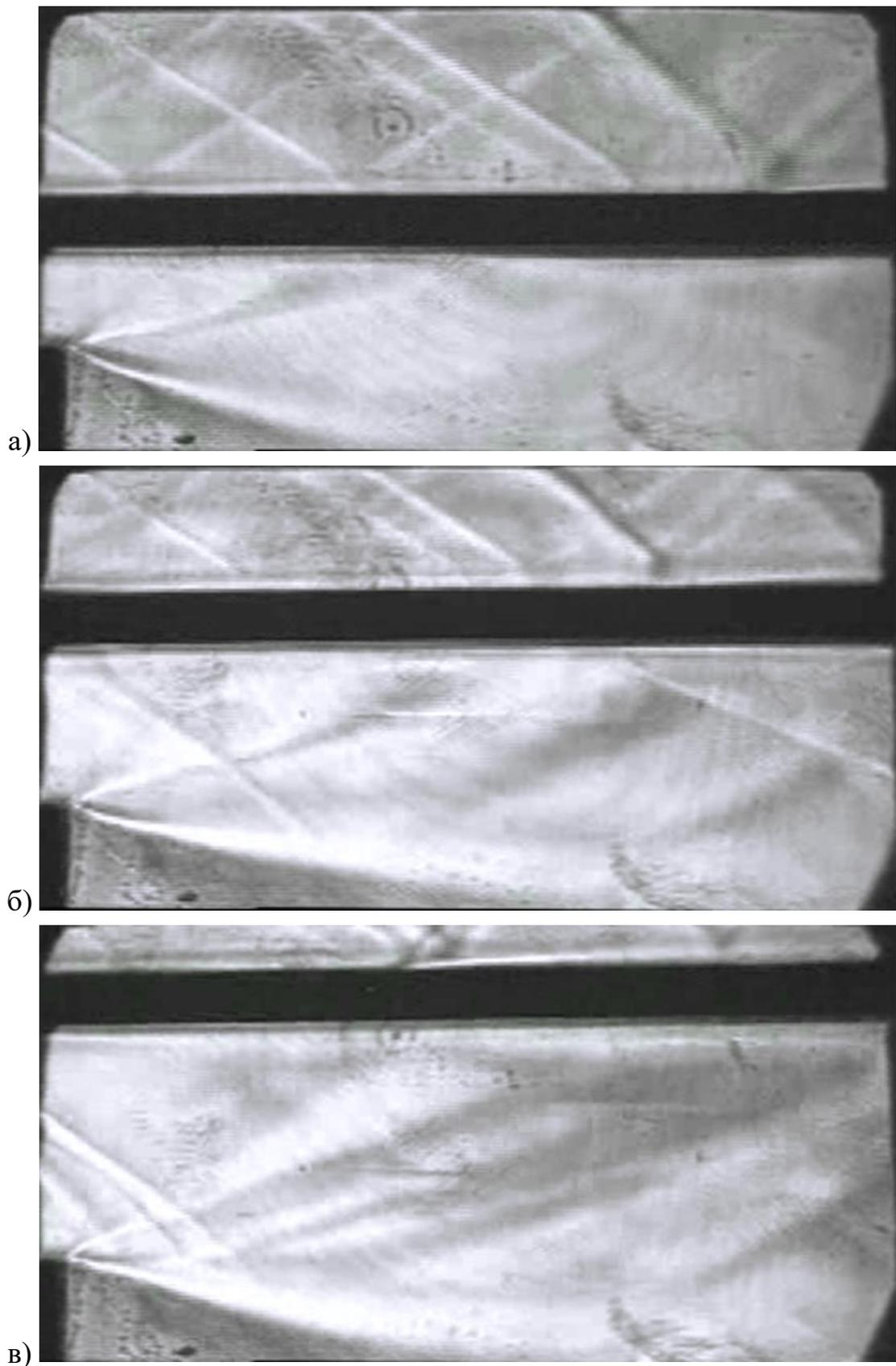


Рисунок 4.19 – Структура течения в модельной камере дожигания
 $h_{\text{ступя}} = 10 \text{ мм}$: а) – $h_{\text{горла}} = 5 \text{ мм}$; б) – $h_{\text{горла}} = 10 \text{ мм}$; в) – $h_{\text{горла}} = 15 \text{ мм}$.

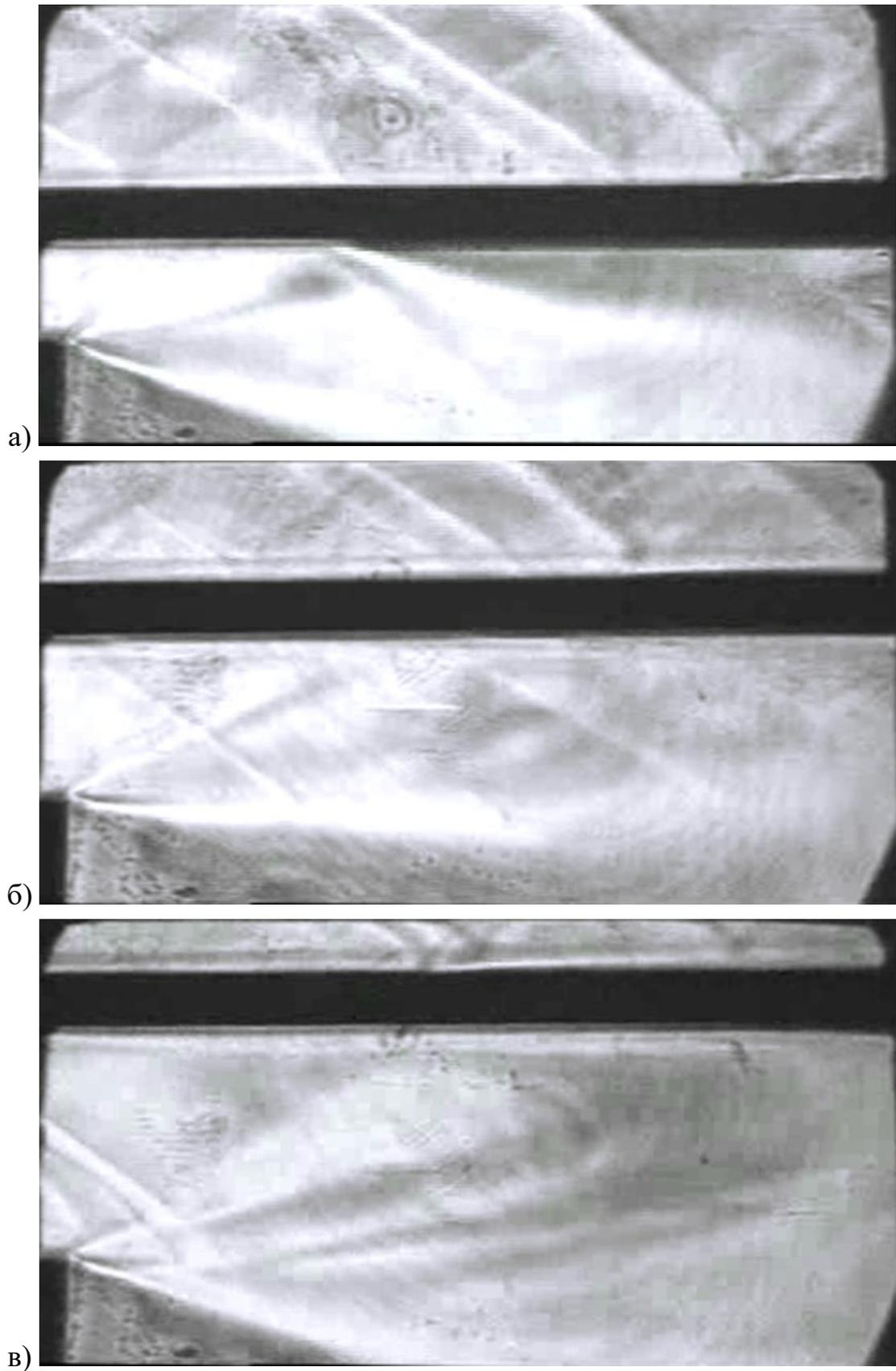
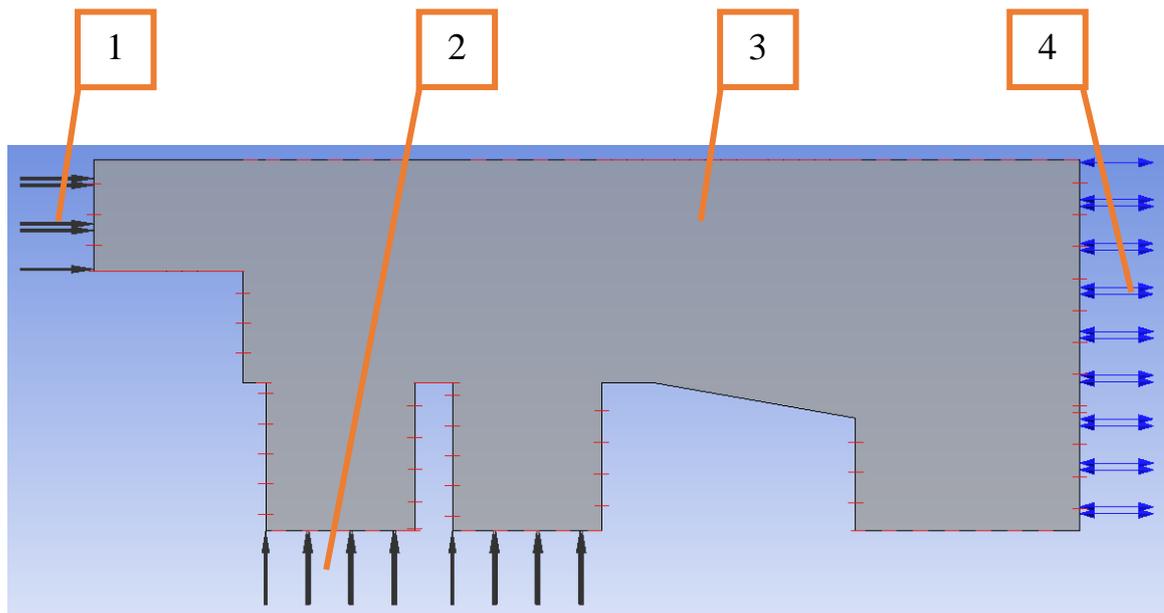


Рисунок 4.20 – Структура течения в модельной камере дожигания
нуступа = 15 мм: а) – $h_{\text{горла}} = 5$ мм; б) – $h_{\text{горла}} = 10$ мм; в) – $h_{\text{горла}} = 15$ мм.

4.3 Верификация результатов и настройка расчётной модели

Для верификации данных полученных в результате численного моделирования использовалась модель, показанная на рис. 3.6. Граничные условия, используемые для расчёта представлены в таблицах 3.4, 3.6, 3.7. Модель турбулентности – SST, модель горения – Laminar Flamelet Model.



1 – место подачи сверхзвукового потока воздуха; 2 – место подачи горючего;

3 – граничное условие симметрии; 4 – выход в атмосферу

Рисунок 4.21 – Поверхности приложения граничных условий модели

Таблица 4.2 – Параметры сверхзвукового потока воздуха

Параметр	Значение
Режим течения	сверхзвуковое
Реальное статическое давление	1 атм
Нормальная скорость	1475 м/с
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	1600 К

Таблица 4.3 – Параметры горючего

Параметр	Значение
Газ	водород
Режим течения	дозвуковое
Массовый расход	0... 0,003125 г/с (0...0,25 г/с)
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	300 К

- в скобках приведён расход горючего (водорода) для экспериментальной модели. Ширина топливных инжекторов в ней составляет 24 мм против 0,3 мм у расчётной модели.

Таблиц 4.4 – Параметры на границе выхода в атмосферу

Параметр	Значение
Направление течения	в обе стороны
Режим течения	дозвуковое
Относительное давление	1 атм
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	293 К

На рисунках 4.22 и 4.23 видно, что структура течения, полученная при численном моделировании, не значительно отличается от эксперимента в месте образования скачка присоединения. При этом концентрация радикала ОН (рис. 4.24-4.26) рассчитанная в ANSYS совпадает с экспериментом.

Разница в значениях давления в измеряемых точках, полученных во время моделирования и экспериментально, не превысила 16,5%. Это подтверждает адекватность и правильность выбранных для численного моделирования граничных условий и моделей (турбулентности, горения).

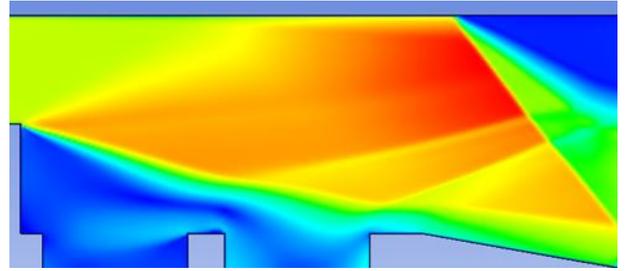
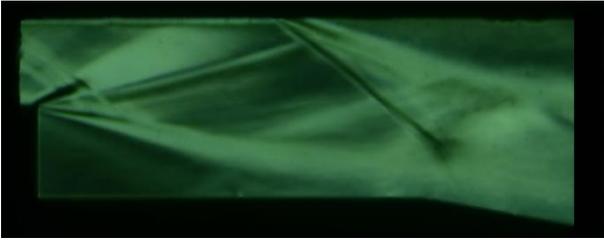


Рисунок 4.22 – Сравнение структура течения в камере сгорания модели без подачи газа за уступ

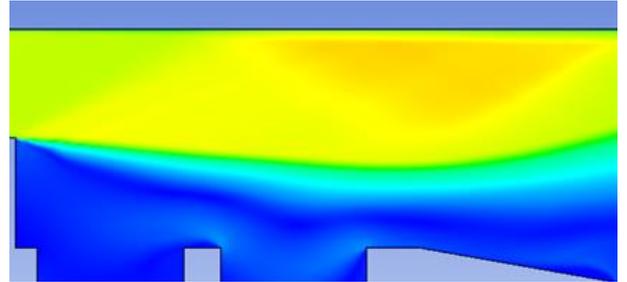
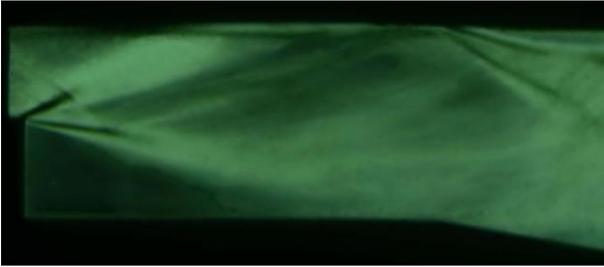


Рисунок 4.23 – Сравнение структура течения в камере сгорания модели с подачей газа за уступ

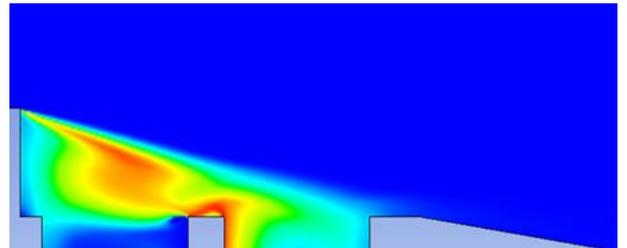
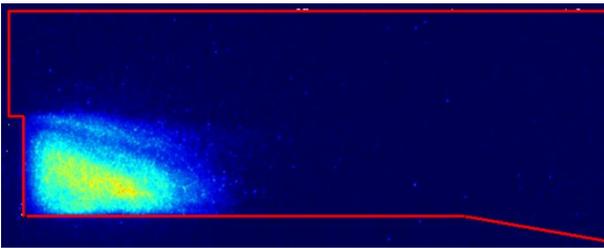


Рисунок 4.24 – Сравнение концентрации радикала OH для расхода водорода 0,05 г/с

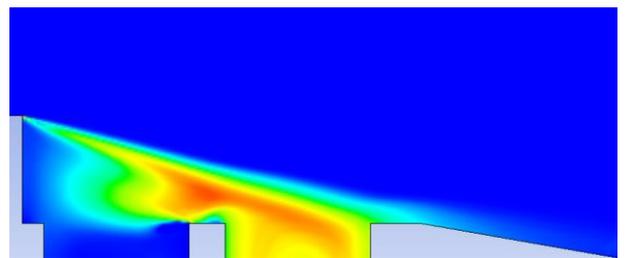
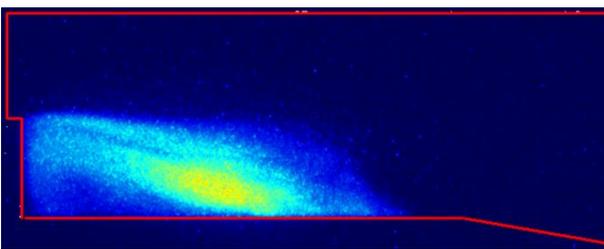


Рисунок 4.25 – Сравнение концентрации радикала OH для расхода водорода 0,075 г/с

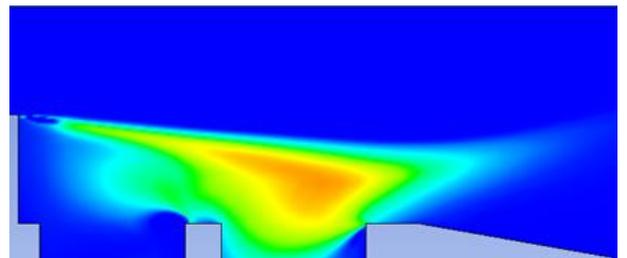
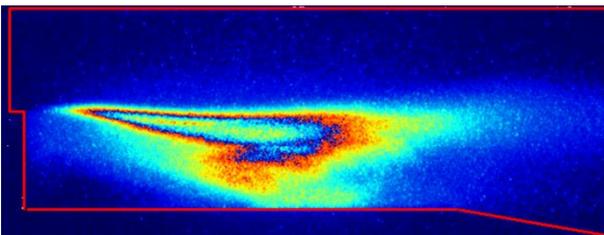


Рисунок 4.26 – Сравнение концентрации радикала OH для расхода водорода 0,15 г/с

4.4 Облик сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания

В результате выполнения диссертационной работы разработана инженерная методика и даны рекомендации к проектированию сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания. Для этого автором настоящей работы использовались экспериментальные данные и безразмерные зависимости, полученные при помощи численного моделирования: отношение высоты горла к высоте уступа ($h_{\text{горла}}/h_{\text{уступа}}$), отношение высоты горла к длине камеры ($h_{\text{горла}}/L_{\text{камеры}}$), отношение температуры в зоне 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 ($V_{\text{сопла}}/V_{\text{наружная}}$).

На основе результатов, полученных методами: численного моделирования (подраздел 3.1.6) и лабораторных испытаний (подраздел 4.1 и 4.2) могут быть приведены следующие рекомендации:

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. 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.

3. Для поддержания процесса горения в камере сгорания необходимо, чтобы скорость сверхзвукового потока воздуха на входе в камеру сгорания была ниже 2,5 Махов.

4. Температура в зоне уступа (соотношение $T_{\text{уступа}}/T_{\text{рабочая}}$) зависит от подачи горючего, это объясняется смещением ядра горения в сторону сопла. Отметим, что температура в зоне уступа выше рабочей температуры стали, поэтому рекомендуется использовать теплозащитное покрытие.

Алгоритм инженерной методики:

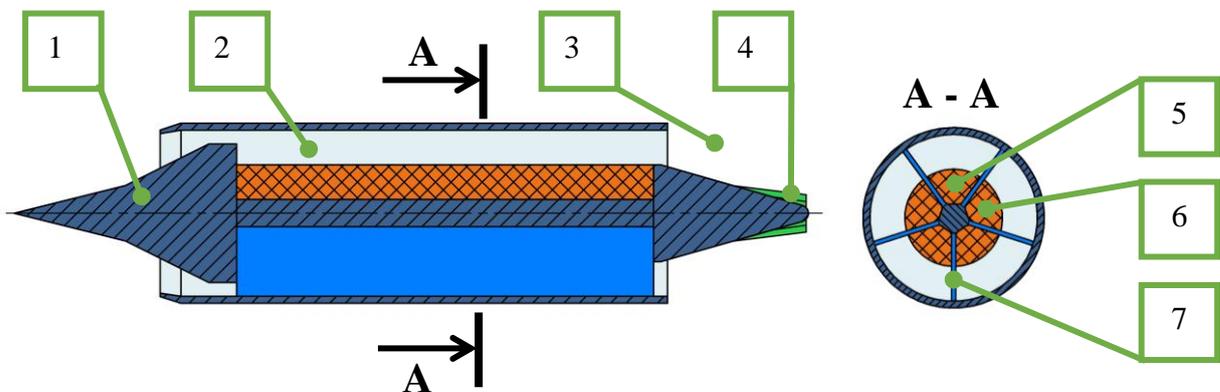
1. Задаются параметры камеры сгорания на основе выше изложенных рекомендации.

2. Проводятся расчеты выбранной камеры сгорания в программном комплексе ANSYS с учётом данных полученных в разделе 3 для нескольких геометрических параметров.

3. Осуществляется регрессионный анализ полученных результатов, выбирается требуемая геометрическая конфигурация сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания.

4. Изготавливается модель камеры сгорания и проводится её экспериментальная отработка.

На основе разработанной в настоящей диссертации инженерной методике была разработана конструктивная схема осесимметричной сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания (рис. 4.27) для проведения дальнейших, более детальных экспериментальных исследований.



- 1 – сверхзвуковой ВЗУ; 2 – камера сгорания; 3 – сопло внешнего расширения;
 4 – управляющий элемент; 5 – заряд твердого топлива;
 6 – обечайка ДУ; 7 – ребра жёсткости.

Рисунок 4.27 – Теоретическая схема компоновки для осесимметричной схемы двигателя

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе получены следующие результаты:

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 $h_{\text{горла}}/h_{\text{ступень1}}$ 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 двухконтурной камеры сгорания.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

Сокращения

ВЗУ	: воздухозаборное устройство;
ГГ	: газогенератор;
КС	: камера сгорания;
ЛА	: летательный аппарат
РПД	: ракетно-прямоточный двигатель
ПВРД	: прямоточный воздушно-реактивный двигатель;
РДТТ	: ракетный двигатель твердого топлива;
ЭДП	: электродуговой подогреватель
ЭУ	: энергоустановка;
УФ	: ультрафиолет

Условные обозначения

F	: площадь
G	: расход (воздуха, смеси, топлива и т.п.)
I	: импульс
k	: показатель адиабаты
L_0	: стехиометрический коэффициент
p	: давление
R	: газовая постоянная
t	: время
T	: температура
w, u	: абсолютная скорость;
α	: коэффициент избытка окислителя
γ	: показатель адиабаты
T^*	: температура торможения в канале
$q(\lambda), \pi(\lambda)$: газодинамические функции
G_i	: расход газа (в индексе информация о сорте газа, 0 – основной поток через устройство)
C_p	: теплоемкость
a	: скорость звука

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Wilson R., Limage C., Hewitt P. The Evolution of Ramjet Missile Propulsion in the U.S. and Where We are Headed // AIAA Paper. 1996. № 3148. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1996-3148> (дата обращения: 03.10.2017).
2. Waltrup P.J., etc. History of U.S. Navy Ramjet, Scramjet and Mixed-Cycle Propulsion Development // Journal of Propulsion and Power, 2002. V. 18. № 1. P. 14-27.
3. Ерохин Е. Задание на завтра // Двигатель, 2001. № 1(13). С. 32-35.
4. Fry R.S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution // Journal of Propulsion and Power, 2004. V. 20. № 1. P. 27-58.
5. Евстафьев М.Д. Долгий путь к «Буре». М.: Вузовская книга, 1999. 112 с.
6. Зуев В.С. и Макарон, В.С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. М.: «Машиностроение», 1971. 368 с.
7. Орлов Б.В., и др. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. М.: «Машиностроение», 1967. 424 с.
8. Широков И.Н. и 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.
9. Баев В.К., и др. Горение в сверхзвуковом потоке. Новосибирск: Наука, 1984. стр. – 304 с.
10. Яновский Л.С. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета). М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.
11. Артемов О.А. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (расчет характеристик): Монография. М.: Компания Спутник+, 2006. 374 с.
12. Kristen N.R. Analysis and design of hypersonic scramjet engine with a starting Mach number of 4.00. Arlington: The university of Texas at Arlington, 2008. 138 p.
13. Duesterhaus D, Hognl A. Measurements in a Solid Fuel Ramjet Combustion with Swirl // AIAA Paper. 1988. № 3045. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1988-3045> (дата обращения: 03.10.2017).

14. Александров В.Н. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета). М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.
15. Сорокин В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. 320 с.
16. Третьяков П.К. и Лазарев А.М. Силовые установки с прямоточными двигателями, технические решения. Топливо для летательных аппаратов с ПВРД. Новосибирск: ИТПМ СО РАН, 1992. 99 с.
17. Fry R.S A century of ramjet propulsion technology evolution // Journal of propulsion and power. 2004. Vol. 20, №1. P. 27-58.
18. Скибин В.А. и Солонин В.И. Справочник ЦИАМ. Иностранные авиационные двигатели (по материалам зарубежных публикаций). М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. 592 с.
19. Limage C.R. Combined Ducted Rocket and Solid Fuel Ramjet Cycle // AIAA Paper. 1997. № 2813. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1997-3397> (дата обращения: 03.10.2017).
20. Gronans R., etc. An Innovative Numerical Method for Global Performance Prediction of Ramjet Combustion Chambers // AIAA Paper. 2000. № 3345. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2000-3345> (дата обращения: 03.10.2017).
21. Schmucker R., Besser H.L. Analysis of Boron Combustion in Air-Augmented Ram Rockets // AIAA Paper. 1977. № 0013. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1977-13> (дата обращения: 03.10.2017).
22. Cherng D.L., Yang Y., Kuo K.K. Theoretical Study of Turbulent Reacting Flow in a Solid-Propellant Ducted Rocket Combustor // AIAA Paper. 1987. № 1723. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1987-1723> (дата обращения: 03.10.2017).
23. Pein R., Krishnan S. Performance Calculations for Solid Propellant Ramrockets // AIAA Paper. 1996. № 3134. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1996-3134> (дата обращения: 03.10.2017).

24. Liao Tang - Min, Wu Yi – Yung Turbulent Flows in Two – Dimensional and Three – Dimensional Simulated SDR Combustors // Experimental Them. and Fluid Science, 1994. 9. № 2. P. 233 – 240.
25. Limage C.R. Solid Fuel Ducted Rocket for Ramjet/Scramjet Missile Applications // AIAA Paper. 1996. № 2916. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1996-2916> (дата обращения: 03.10.2017).
26. Vigot C., Bardelle L., and Nadaud L. Improvement of Boron Combustion in a Solid-Fuel Ramrocket // AIAA Paper. 1986. № 1590. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1986-1590> (дата обращения: 03.10.2017).
27. Shin-Yung Hsieh, YANG VIGOR, CHERNG D., and YANG H. A Unified Flow Analysis of Ramjet Propulsion Systems // AIAA Paper. 1994. № 3326. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1994-3326> (дата обращения: 03.10.2017).
28. Nakagawa I., Kuwahara T. Combustion of Solid Fueled Ramjet // AIAA Paper, 1992. № 3727. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1992-3727> (дата обращения: 03.10.2017).
29. Абашев В.М., и др. Двухконтурные прямоточные камеры скоростных летательных аппаратов. Часть 1 // Атмосферные энергетические установки. 2011. Т1, б.н. С. 23-37. С. 23-37.
30. Абашев В.М., и др. Двухконтурные прямоточные камеры скоростных летательных аппаратов. Часть 2. // Атмосферные энергетические установки. 2011. Т1, б.н. С. 23-37. С. 13-21.
31. Campbell L., etc. Development of a Silicone Ablator for High-Heating and High-Shear-Rate Condition. Space Simulation Symposium. New-York, Washington D.C. 1972. P. 725-748.
32. Abashev V.M. Configuration of supersonic swirls solid fuel double-combusting chambers // International symposium on hypersonic aerothermodynamics. Book of abstract. 2012. P. 40.
33. Щетинков. Е.С., Верховомов В.К., и др. Теплогазодинамические сопла (ТГДС) – итог развития концепции объемного горения // Сборник тезисов докладов XXVII академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика

С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. 2003. С. 326-327.

34. Aviation Week and Space Technology, 1975. V. 102. № 15. P. 40-43.

35. Bhat V.K., Haridwar Singh. Propellants for Variable Flow Ducted Ramjet (VFDR) Propulsion // AIAA Paper. 1997. № 2977.

URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1997-2977> (дата обращения: 03.10.2017).

36. Бакулин В.Н., Дубовкин Н.Ф., Котова В.Н., Сорокин В.А., Францкевич В.П., Яновский Л.С. Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 400 с.

37. Щетинков Е.С. Физика горения газов. М.: Наука, 1965. 740 с.

38. Kruczynski D., Liberatore F., and Kiwan M. Flow Visualization of Steady and Transient Combustion in a 120-mm Ram Accelerator // AIAA Paper. 1994. № 3344.

URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1994-3344> (дата обращения: 03.10.2017).

39. Верховоломов В.К. и др. Шлакообразование и работоспособность ПВРД на твердых топливах // Труды ЦИАМ, 2000. № 1317. С. 62.

40. Matta L. and Iagoda J. Experimental Study of Acoustic Velocity Effects on Solid Fuel Pyrolysis // AIAA Paper. 1996. № 2886.

URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1996-2886> (дата обращения: 03.10.2017).

41. Clauss W., etc. Determination of Temperature Distribution by CARS-Thermometry in a Planar Solid Fuel Ramjet Combustor Chamber // AIAA Paper. 1998. № 160.

URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1998-160> (дата обращения: 03.10.2017).

42. Dijkstra F., etc. Ultrasonic Regression Rate Measurement in Solid Fuel Ramjet // AIAA Paper. 1990. № 1963. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1990-1963> (дата обращения: 03.10.2017).

43. Blevins J., Coleman H., Milton R.; Kirkham B. A Connected-pipe Facility for the Evaluation of Ducted Rocket Propellants // AIAA Paper. 1995. № 2937.

URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1995-2937> (дата обращения: 03.10.2017).

44. Brophy C.M., Hawk C.W. A Flow Visualization Facility for Ducted Rocket Engine Mixing Studies // AIAA Paper. 1995. № 2934.

URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1995-2934> (дата обращения: 03.10.2017).

45. Blevins J.A., Coleman H.W. An Assessment of Connected. Pipe Ramjet Testing // AIAA Paper. 1995. № 3074. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1995-3074> (дата обращения: 03.10.2017).
46. Blevins J.A., Coleman H.W. Apparent Failure of Scaling Methods in Ramjet Connected - Pipe Testing // Journal Propulsion and Power. 1999. № 5. P. 689-698.
47. Belding J.A., Coley W.B. Integral Rocket/Ramjet for Tactical Missiles // Astronautics. 1973. V. 11. № 12, P. 20-26.
48. Frilander M.J., Segal C. Combustion of High Energy, High Density Fuel in a Ramjet Combustor // AIAA Paper. 1996. № 3239. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1996-3239> (дата обращения: 03.10.2017).
49. Tae-Ho Lee Multi-run Effects on the Solid Fuel Ramjet Combustion // AIAA Paper, 1995. № 2416. URL: <http://www.dbpia.co.kr/Journal/ArticleDetail/NODE01830124> (дата обращения: 03.10.2017).
50. Vos J.B. Simulating an Ignition in Turbulent Reacting Flows Calculated with a Finite Chemical Kinetics Combustion Model // AIAA Paper. 1987. № 1979. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1987-1979> (дата обращения: 03.10.2017).
51. Masuya G., etc. Some Governing Parameters of Plasma Torch Igniter/Frameholder in a Scramjet Combustor // AIAA Paper. 1990. № 2098. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/3.23606?journalCode=jpp> (дата обращения: 03.10.2017).
52. Стечкин Б.С. Теория воздушно-реактивного двигателя // Техника воздушного флота. 1929. № 2. С. 96-103.
53. Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. 392 с.
54. Шляхтенко С.М. Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
55. Research and Development of Ram/Scramjet and Turbojets in Russia // AGARD Lecture Series № 194, NATO, 1993.

56. Friedauer M., Segal C. Combustion of High Energy, High Density Fuel in a Ramjet Combustor // AIAA Paper. 1996. № 3239. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1996-3239> (дата обращения: 03.10.2017).
57. Pein R., Vinnemeien F. The Influence of Swirl and Fuel Composition of Boron-containing Fuels on Combustion in a Solid Fuel Ramjet Combustion Chamber // AIAA Paper. 1989. № 2885. URL: http://en.cnki.com.cn/Article_en/CJFDTOTAL-FHDD199003008.htm (дата обращения: 03.10.2017).
58. Natan B., Gany A. Effects of Bypass Air on the Combustion of Boron Particles in a Solid Fuel Ramjet // AIAA Paper. 1989. № 2886. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1989-2886> (дата обращения: 03.10.2017).
59. Ferreira J., Carvalho J., Silva M. Experimental Investigation of Polyethylene Combustion in a Solid Fuel Ramjet // AIAA Paper. 1996. № 2698. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/a/6.1996-2698> (дата обращения: 03.10.2017).
60. Elands P., etc. Combustion of Polyethylene in a Solid Fuel Ramjet - a Comparison of Computational and Experimental Results // AIAA Paper. 1988. № 3043. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1988-3043> (дата обращения: 03.10.2017).
61. Poinot F., Candel S., etc. Suppression of Combustion in a Instabilities by Active Control // AIAA Paper. 1987. № 1876. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/3.23108> (дата обращения: 03.10.2017).
62. Nusca M. Steady Flow Combustion Model for Solid Ramjet Projectiles // AIAA Paper. 1989. № 2797. URL: <http://www.dtic.mil/docs/citations/ADA206748> (дата обращения: 03.10.2017).
63. Plett E., Stowe R. Numerical Simulation of Solid Fuel Ramjet Missile Propulsive Performance // AIAA Paper. 1995. № 2448. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1995-2448> (дата обращения: 03.10.2017).
64. Matta L. and Jagoda J Experimental Study of Acoustic Velocity Effects of Solid Fuel Pyrolysis // AIAA Paper. 1996. № 2886. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1996-2886> (дата обращения: 03.10.2017).

65. Звегинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Часть 1. Установки для научных исследований. – Новосибирск: Параллель, 2014. – 551 с.
66. Бондарюк М.М. Основы проектирования прямооточного воздушно-реактивного двигателя. М.: МАИ, 1968. 148 с.
67. Зуев В.С. и Скубачевский Л.С. Камеры сгорания воздушно-реактивных двигателей. М.: ОБОРОНГИЗ, 1958. 212 с.
68. 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.
69. Иванов Ю.В. Основы расчёта и проектирования газовых горелок. М.: ГОСТОПТЕХ-ИЗДАТ, 1963. 360 с.
70. Иссерлин А.С. Газовые горелки. Санкт-Петербург: Недра, 1973. 188 с.
71. Захаров Н.Н., и др. Экспериментальные и теоретические исследования по оптимизации процесса смешения топлива с воздухом в модельной камере дожигания РПД // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2009-2010 гг.). 2010. С. 167-170.
72. Пирумов У.Г., Росляков Г.С. Численные методы газовой динамики. Москва: Высшая школа, 1987. 360 с.
73. Киреев В.И., Войновский А.С. Численное моделирование газодинамических течений. М.: МАИ, 1991. 254 с.
74. Аникеев А.А., Молчанов А.М., Янышев Д.С. Основы вычислительного теплообмена и гидродинамики. Учебное пособие. М.: УРСС, 2009. 147 с.
75. Широков И.Н. и 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/205/20520d1ac59966ccba7f0b0b9caddec0.pdf> (дата обращения: 03.10.2017).

76. 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.
77. 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.
78. Dumbser M., Moschetta J.M., Gressier J. A Matrix Stability Analysis of the Carbuncle Phenomenon // *Journal of Computational Physics*. 2004. №197. P. 647-670.
79. Абашев В.М., Широков И.Н., Животов Н.П., Третьяков П.К., Тупикин А.В. Сверхзвуковая двухконтурная камера сгорания с твердым топливом // *Известия Тульского государственного университета. Технические науки*. 2017. № 7. С. 352-362
80. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Учеб. руководство: М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1991. 304 с.