

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



КИКТЕВ СЕРГЕЙ ИГОРЕВИЧ

**Метод оценки прочности деформированного корпуса многоканальной
сверхзвуковой камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного
двигателя**

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.

Москва - 2018

ОГЛАВЛЕНИЕ

1 ОБЗОР ПАНЕТНОЙ И НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ	9
1.1 Обзор теоретических схем и компоновок гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя.....	9
1.2 Принцип работы гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя.....	14
1.3 Современные материалы, используемые при производстве гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя	23
2 ОСОБЕННОСТИ ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ТРАКТА.....	31
2.1 Объект исследования и нагрузки, действующие на корпус сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания	31
2.2 Аналитический метод определения напряжений и деформаций в элементах конструкции тракта	33
3 ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ДЕФОРМАЦИИ КОРПУСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА СТРУКТУРУ СВЕРХЗВУКОВОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА	44
3.1 Численные исследования влияния деформации корпуса камеры сгорания на структуру сверхзвукового газового потока	44
3.2 Экспериментальные исследования влияния деформации корпуса камеры сгорания на структуру сверхзвукового газового потока и верификация расчётных моделей.....	59
3.2.1 <i>Испытания клина №0.</i>	<i>64</i>
3.2.2 <i>Испытания клина №1</i>	<i>68</i>
3.2.3 <i>Испытания клина №2.</i>	<i>72</i>

3.2.4	Испытания клина №3.	75
3.2.5	Испытания клина №4.	79
3.2.6	Испытания клина №5.	83
3.3	Верификация численных и экспериментальных исследований ...	90
3.4	Обобщение результатов экспериментов.....	91
4	МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАПРЯЖЕННО- ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ДЕФОРМИРОВАННОГО КОРПУСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ.....	94
4.1	Методика расчёта прочности сложных конструкций с использованием систем автоматизированного проектирования.....	95
5	ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НАПРЯЖЕННО- ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ С УЧЁТОМ ИЗМЕНЕНИЯ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СТЕПЕНИ ДЕФОРМАЦИИ КОРПУСА	103
5.1	Выбор факторов влияния и создание параметрической модели .	104
5.2	Граничные условия.....	108
5.3	Результаты численно-теоретического исследования	111
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	123
	СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	125

ВВЕДЕНИЕ

АКТУАЛЬНОСТЬ ТЕМЫ

В последние десятилетия в аэрокосмической технике большое внимание уделяется сверхзвуковым технологиям. Это можно объяснить тем, что высокоскоростные летательные аппараты способны развивать скорости, превышающие скорость звука в 5 и более раз. К достоинствам высокоскоростных летательных аппаратов можно отнести то, что за считанные минуты эти аппараты способны преодолевать сотни километров. Современные сверхзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели могут применяться в высокоскоростных летающих лабораториях различного назначения или транспортных авиационных и ракетно-космических системах, предназначенных для отправки грузов на орбиту.

В научно-технической литературе широко представлены вопросы развития сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Разработки и исследования в области создания таких сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей различных типов проводятся уже на протяжении более 40 лет. За все это время достигнут значительный прогресс в данной области. Существует большое количество теоретических, численных и экспериментальных данных, которые относятся к работе как самого двигателя, так и его элементов. Это обусловлено достаточно высоким показателем эффективности таких типов двигателей. Удельный импульс такого двигателя значительно превосходит любой из существующих химических ракетных двигателей. Дополнительный интерес к разработке и проектированию обусловлен обширной базой результатов экспериментальных исследований, методам проектирования и доводке химических ракетных двигателей. В настоящее время уже сформулированы теоретические методы оценки эффективности. Разработки, проводимые в последнее время показали техническую возможность создания и применения сверхзвуковых прямоточных

воздушно-реактивных двигателей для высокоскоростных летающих лабораторий различного назначения или транспортных авиационных и ракетно-космических систем, предназначенных для отправки грузов на орбиту.

Не следует забывать, что преимущества СПВРД для высокоскоростных летательных аппаратов соотносится с рядом практических проблем, возникающих в процессе разработки и проектирования: отрывные течения, возникающие в камере сгорания, толщина пограничного слоя, геометрические формы камеры сгорания, аэродинамический нагрев летательного аппарата, наличие протекающих процессов горения. Особенно трудными являются расчёты камер сгорания с применением углеводородных топлив. Все перечисленные проблемы приводят к тому, что приходится использовать модели и приближенные методы расчета, при этом во всех случаях расчётные методы необходимо подтверждать путём проведения экспериментов.

Системы автоматизированного проектирования используются при создании современных крупногабаритных сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Эти системы активно используют на ранних стадиях проектирования для того, чтобы понять и объяснить физико-механические и газодинамические процессы, протекающие в СПВРД, выявить недостатки конструкции корпуса силовой установки, изучить возможное влияние двигателя на характеристики летательного аппарата в целом, а также определить эффективность силовой установки.

При проведении экспериментальных исследований процессов, протекающих в элементах СПВРД в лабораториях, следует принимать во внимание необходимость проведения испытаний в аэродинамических трубах и установках кратковременного действия с высоким уровнем параметров чисел Маха и Рейнольдса, температуры и энтальпии. Эксперименты в наземных условиях не могут обеспечить достаточную достоверность результатов по некоторым вопросам, вследствие различия условий во время проведения

стендовых испытаний от летных. Поэтому необходимо последовательно и рационально подходить к вопросу выбора экспериментальной установки с учётом ее достоинств и недостатков.

ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ДИССЕРТАЦИИ

Целью работы является разработка метода, позволяющего провести оценку прочности деформированного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания ПВРД и составление рекомендаций по их проектированию:

Для достижения цели необходимо решить следующие задачи:

1. Определить деформацию корпуса камеры сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от действия статических и тепловых нагрузок.

2. Оценить влияние деформации корпуса камеры сгорания на изменение структуры течения сверхзвукового газового потока в камере сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя с использованием программного комплекса ANSYS;

3. Разработать и изготовить модели для проведения экспериментальных исследований по оценке влияния деформированной поверхности корпуса камеры сгорания на структуру течения сверхзвукового газового потока, определяющего систему нагрузок, действующих на внутреннюю поверхность корпуса.

4. Провести экспериментальные исследования и сформировать системы действующих нагрузок, в зависимости от структуры газового потока;

5. Выполнить верификацию численных и экспериментальных исследований;

6. Разработать инженерную методику и алгоритм по оценке прочности деформированного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания;

7. Осуществить практическую реализацию созданной методики, посредством определения прочности многоканальной сверхзвуковой камеры в диапазоне параметров, соответствующих крупногабаритным конструкциям.

НАУЧНАЯ НОВИЗНА ИССЛЕДОВАНИЯ

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

1. Инженерный метод и алгоритм по оценке прочности деформированного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

2. Экспериментальные модели, имитирующие деформированную поверхность стенки канала сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.

3. Результаты расчётно-теоретических и экспериментальных исследований по оценке воздействия деформированного корпуса камеры сгорания на структуру течения сверхзвукового газового потока.

4. Рекомендации по проектированию сверхзвуковых многоканальных камер сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

ПРЕДМЕТ И ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЙ

Предмет исследований – многоканальная сверхзвуковая камера сгорания крупногабаритного прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Объект исследований – прочность многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

МЕТОДОЛОГИЯ И МЕТОДЫ ДИССЕРТАЦИОННОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Поставленные цели достигались путем расчетно-экспериментальных исследований. Расчеты проводились с помощью инженерных методик, с использованием численных методов решения системы уравнений Навье-Стокса и теории пластин и оболочек. Экспериментальные исследования проводились

на газодинамической установке кратковременного действия «Стенд сверхзвукового горения» ИТПМ СО РАН в г. Новосибирске, в которых автор принимал личное участие.

ДОСТОВЕРНОСТЬ НАУЧНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ

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

ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ И ПРАКТИЧЕСКАЯ ЦЕННОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ

Практическая ценность результатов заключается в том, что подтверждена перспективность и целесообразность дальнейшего исследования прочности сверхзвуковых многоканальных камер сгорания для крупногабаритных высокоскоростных летательных аппаратов различного назначения. Даны рекомендации по проектированию сверхзвуковых многоканальных камер сгорания. Разработана инженерная методика для оценки прочности деформированного корпуса многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания для высокоскоростных летательных аппаратов.

ПОЛОЖЕНИЯ, ВЫНОСИМЫЕ НА ЗАЩИТУ

1. Инженерная методика для оценки прочности сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.
2. Результаты расчетных и экспериментальных исследований сверхзвуковых многоканальных камеры сгорания.
3. Рекомендации по проектированию сверхзвуковых многоканальных камер сгорания.

ЛИЧНЫЙ ВКЛАД АВТОРА

Автор является разработчиком, экспериментатором и исполнителем представленных расчетно-экспериментальных исследований, входящих в тематические планы и технические задания МАИ. Из публикаций в

диссертацию включены результаты, полученные автором самостоятельно и при участии 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 МАИ и в ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича.

АПРОБАЦИЯ РАБОТЫ

Результаты работы по мере их получения были доложены на 2 конференциях, которые являются международными:

1. Авиация и космонавтика. Москва, 2014
2. Авиация и космонавтика. Москва, 2016.

ПУБЛИКАЦИИ

По теме диссертации опубликовано 8 научных трудов, 3 из них – в рецензируемых научных изданиях.

СТРУКТУРА И ОБЪЕМ ДИССЕРТАЦИИ

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы из 90 наименований, содержит 105 рисунков, 13 таблиц. Общий объем работы 135 страниц, включая рисунки и таблицы.

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 им. С.А. Христиановича за ценные замечания и помощь в проведении экспериментальных исследований: д.т.н. Третьякову Павлу Константиновичу, к.т.н. Тупикину Андрею Викторовичу.

1 ОБЗОР ПАНЕТНОЙ И НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Проведен обзор отечественной и зарубежной литературы по сверхзвуковым и дозвуковым камерам сгорания. В работе представлен обзор различных конструктивных схем, рассмотрены особенности рабочего процесса и методы проведения численного и аэродинамического эксперимента, моделирование внутрикамерных процессов, а также методики расчётов напряжённо-деформированного состояния конструкции. Представлены особенности и преимущества конструктивных схем сверхзвуковых камер сгорания.

1.1 Обзор теоретических схем и компоновок гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя

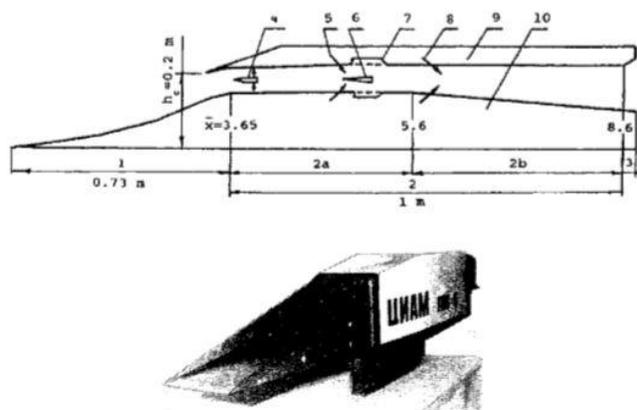
В научно-технической литературе широко представлены вопросы, относящиеся к истории, развитию и исследованиями в области высокоскоростных прямоточных воздушно-реактивных двигателях [1-8]. Разработки и испытания моделей таких силовых установок начинались параллельно сразу в нескольких странах, среди них Россия (СССР), США, Франция, Германия. Большой вклад в создание и разработку теории СПВРД внес Щетинников Евгений Сергеевич в 1957 г. Он основал научную школу, которая в последующем создала научно-техническую основу проектирования сверхзвуковых ПВРД для летательных аппаратов различного назначения. Разработки высокоскоростных прямоточных воздушно-реактивных двигателей проводились и проводятся в ФГУП «ЦИАМ им. П.А. Баранова», ФГУП «ЦАГИ», ИЦ им. Келдыша, ТМКБ «Союз», ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, МАИ и др.

В работе [1] приводится история начала работ в области исследования сверхзвуковых ПВРД. Рассматривается несколько этапов. В момент первого

этапа предполагалось доказать возможность организации горения и смешения в сверхзвуковом потоке, на втором этапе предполагалось создать экспериментальную базу, для проведения экспериментальных исследований рабочих процессов, проходящих в СПВРД. Итогом первого этапа была разработка конструктивных схем высокоскоростных ПВРД и детальное проведение экспериментальных исследований в области организации горения и смешения различных топлив в сверхзвуковом потоке. Итогом второго этапа было продолжение работ по организации горения топлива в сверхзвуковом потоке и создание уникальных аэродинамических установок и стендов, некоторые из которых прошли модернизацию и работают по настоящее время.

Основы конструкций и облика современных СПВРД были заложены в период начальных работ по исследованию ПВРД с 1957-1972 гг. Спроектированные и изготовленные модели-прототипы по разработанным конструктивным схемам представляли собой либо осесимметричную схему с кольцевой камерой сгорания, либо плоскую модель СПВРД с камерой сгорания в виде каналов постоянного и переменного сечения.

На рис. 1.1 представлена модель плоского высокоскоростного ПВРД ЦИАМ.



1 - воздухозаборник, 2 - камера сгорания (2а - постоянного сечения, 2б - переменного сечения), 3 - сопло, 4 - керосиновый инжектор, 5, 8 - водородные инжекторы, 6 - водородный пилонный стабилизатор, 7 - нишевой стабилизатор, 9 - обечайка, 10 - центральное тело.

Рисунок 1.1 – Модель плоского высокоскоростного ПВРД ЦИАМ

В МАИ наряду с ЦАГИ, ЦИАМ тоже предпринимались шаги к созданию СПВРД и сверхзвуковых камер сгорания. В 1987 году была спроектирована, изготовлена и испытана неохлаждаемая камера сгорания из ниобиевых сплавов под руководством В.Н. Авражкова, изображенная на рис. 1.2.

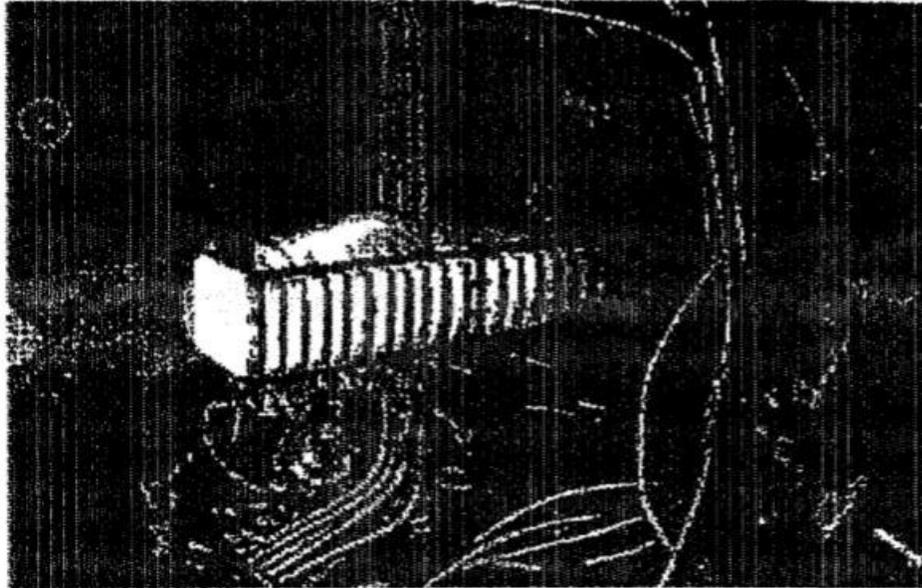


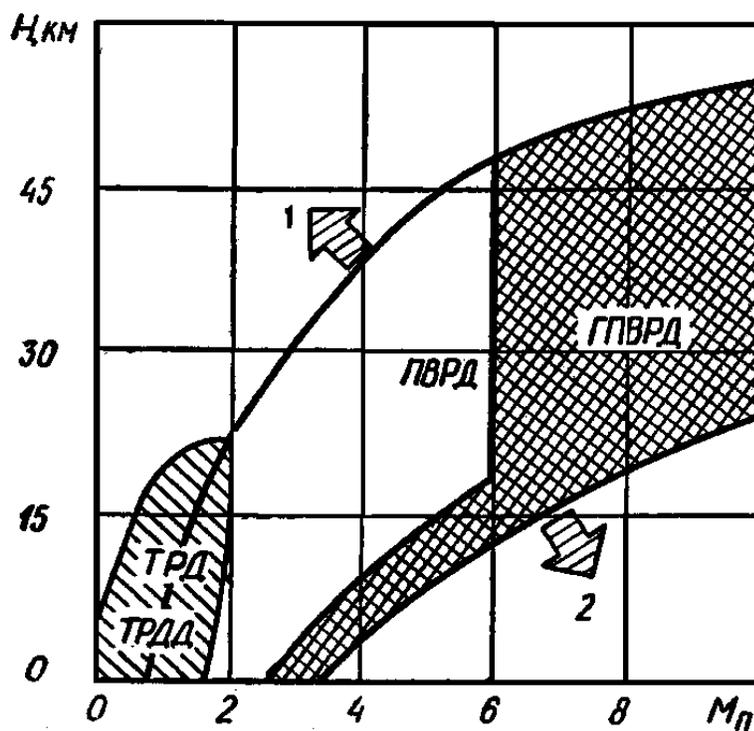
Рисунок 1.2 – Камера сгорания из ниобиевых сплавов, испытанная в МАИ.

В последние годы определенные успехи в проектировании сверхзвуковых камер сгорания отмечаются в зарубежных странах (США, Франция, Австралия, Германия), доказательством могут служить частично успешные запуски демонстратора Х-51 (рис. 1.3) в 2010 и 2013 годах, при этом запуски в 2011 и 2012 годах оказались неудачными [2, 10-12].



Рисунок 1.3 – Высококачественная 3D модель демонстратора X-51

На рис. 1.4 показаны области, в которых наиболее эффективно можно применять ПВРД и СПВРД. Следует помнить о том, что преимущества, получаемые при использовании СПВРД необходимо соотнести с трудностями, возникающими при его создании [13-16].



1 – предел устойчивого горения; 2 – предел по давлению и температуре.
Рисунок 1.4 – Области применения ПВРД и СПВРД.

Основными трудностями, с которыми приходится сталкиваться при проектировании сверхзвуковых камер сгорания, являются:

1. Большой нагрев конструкции набегающим потоком, имеющим высокую скорость и температуру;
2. Снижение полноты сгорания и смешения топлива с воздухом за счет малого времени нахождения топлива в воздушной среде.
3. Затруднение использования критериев подобия при проектировании сверхзвуковых камер сгорания больших размеров;
4. Необходимость анализа воздействия высокоскоростного и высокотемпературного потока на внутренние стенки камеры сгорания вследствие аэродинамического нагрева

Главной особенностью СПВРД является то, что по проточному тракту камеры сгорания движется воздушный поток со сверхзвуковой скоростью. Подвод топлива осуществляется в этот поток [17-19]. Сверхзвуковая скорость оказывает значительное влияние на организацию смешения и горения в такой камере сгорания [20-23]. Этот высокоскоростной процесс может эффективно проходить только при достаточно длительном нахождении топлива в воздушной смеси [24, 25].

Выделим способы решения для указанных проблем:

1. Разработка и использование новых современных материалов;
2. Необходимы новые технологии, позволяющие эффективно управлять процессом течения, смешения и горения воздушно-топливной смеси в высокоскоростной камере;
3. Необходимо создание методики проведения стендовых испытаний СПВРД и СПВРД в условиях приближенных к реальным условиям эксплуатации;

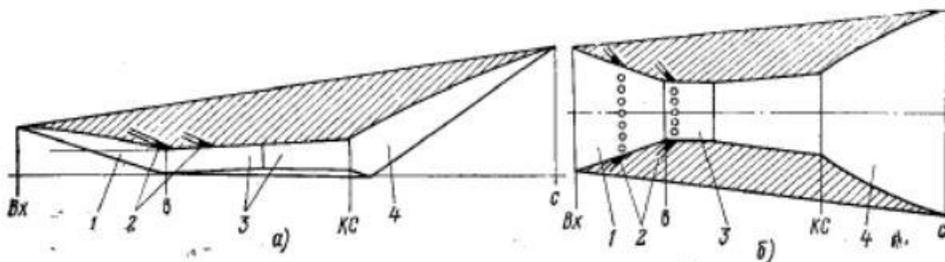
4. Разработка и широкое применение компьютерных моделей, подтвержденных экспериментальными данными как способ анализа процессов, проходящих в проточном тракте сверхзвуковой камеры.

В настоящей работе основное внимание уделено сверхзвуковым камерам сгорания, а именно использованию на ранних этапах проектирования компьютерных моделей, с помощью которых можно оценить влияние геометрии внутренних стенок камеры сгорания на рабочий процесс, проходящий в ней.

1.2 Принцип работы гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя

Современные СПВРД имеют 2 принципиальные схемы работы рис. 1.3:

- с внешним горением
- с внутренним горением



а - воздухозаборник с внешним торможением воздушного потока;
б - воздухозаборник с внутренним торможением воздушного потока;
1 - воздухозаборник, 2 - топливные форсунки, 3 - камера сгорания, 4 - реактивное сопло.

Рисунок 1.5 - Схемы СПВРД.

Из обзора литературы можно сделать вывод о том, что одновременно начали создаваться СПВРД различной конфигурации: имеющие осесимметричную и несимметричную схемы.

Задача создания высокоскоростных летательных аппаратов большой дальности не может быть решена без освоения гиперзвуковых технологий путём масштабных исследований фундаментального и прикладного характера,

включая апробирование их в летных испытаниях [2]. В настоящее время ведущие государства мира развернули крупные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по разработке и созданию сверхзвуковых комплексов различного назначения по следующим направлениям [26]:

- обеспечение существующих задач космонавтики;
- создание новых летательных аппаратов для высоких сверхзвуковых скоростей;

Существуют несколько принципиальных схем сверхзвуковых летательных аппаратов с различным расположением воздухозаборного устройства относительно корпуса летательного аппарата. К настоящему времени можно выделить значительные успехи в области создания высокоскоростных летательных аппаратов в следующем ряде стран [27-32]:

- США (программы X-43A, X-51A, Falcon-HyCause);
- Франция (программы LEA, Wide Range Ramjet);
- Австралия (программа HiFire);
- Германия (программа SHEFEX).
- Индия (программа BrahMos-II)
- Россия (программа «Холод»)

Набегающий воздушный поток уменьшает свою скорость в воздухозаборном устройстве (ВЗУ) до определенной величины, при этом скорость его остается сверхзвуковой на всех режимах работы. Для достижения эффективного процесса горения и смешения топливно-воздушной смеси определяется степень торможения набегающего воздушного потока в ВЗУ СПВРД. Сверхзвуковые скорости воздуха предполагают короткое по времени пребывание частиц топлива в воздушном потоке, поэтому необходимо увеличить длины соответствующих элементов СПВРД для более тщательного смешения потоков окислителя и горючего.

ВЗУ СПВРД плавно переходит в каналы постоянного сечения, в которых происходит стабилизация сверхзвукового потока, затем осуществляется увеличение сечения каналов для увеличения скорости воздушного потока.

После попадания сверхзвукового газового потока на начальный участок камеры сгорания, происходит впрыск топлива и сгорание топливно-воздушной смеси в сверхзвуковом потоке при отсутствии сильных скачков или в сверхзвуковой волне, которая образуется при помощи специальных стабилизаторов горения, выполненных в виде клина.

Расширение продуктов сгорания происходит в расширяющемся сопле с разницей лишь в том, что поток на входе в сопло уже имеет сверхзвуковую скорость. Увеличить скорость продуктов сгорания можно путем создания сопла расширяющейся формы.

Изучение течение высокоскоростного потока в каналах прямоугольной формы показало, что торможение газового потока в них может сильно отличаться от течения в цилиндрической трубе [33, 34]. Поток становится несимметричным, происходит возникновение трехмерных отрывов пограничного слоя около углов канала. Наряду с высокочастотными колебаниями давления, возникают низкочастотные колебания, зависящие от перемещений отрывных зон около стенок прямоугольного канала. Характеристики потока зависят от числа Маха и относительной ширины $\bar{b} = \frac{b}{h}$ канала.

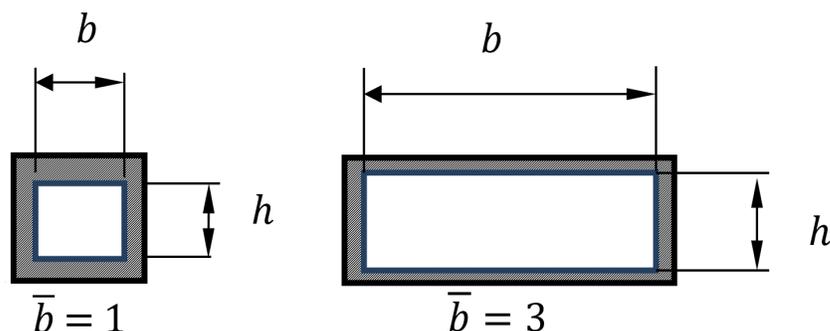


Рисунок 1.6 – Схемы каналов прямоугольного сечения с различной относительной шириной

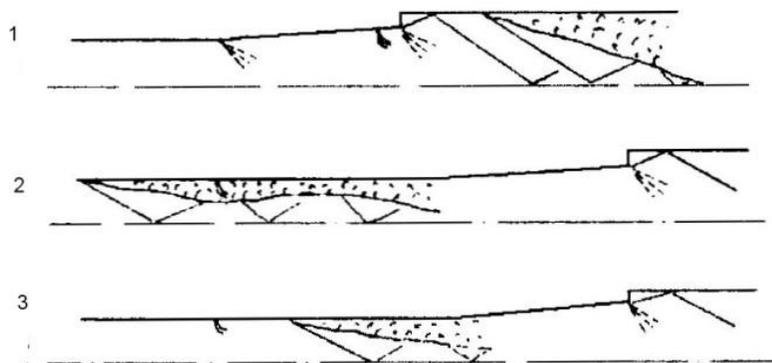


Рисунок 1.7 – Характерные режимы отрывных течений в расширяющихся каналах

Экспериментальные исследования показывают, что несмотря на такие существенные изменения в характере течения, их интегральные характеристики изменяются сравнительно слабо. К таким параметрам относятся степень восстановления давления и длина области восстановления давления. При определенном сочетании параметров числа Маха M и относительной ширины канала \bar{b} происходит скачкообразное перестроение течения, что приводит к удлинению области восстановления давления и значительному снижению степени восстановления давления. Изменение структуры течения в каналах, можно объяснить условиями возникновения и развития отрывов пограничного слоя в потоке, ограниченного стенками. Поэтому чрезвычайно важно исследовать эти условия, которые могут привести к опасному нарушению режима работы двигателя [35-41].

На условия горения при сверхзвуковом газовом потоке значительное влияние оказывает структура псевдоскачков. В настоящее время ведутся теоретические и экспериментальные работы, посвященные этой проблеме. Исследования детальной структуры псевдоскачков в каналах различного сечения базируются на основе решений трехмерных систем уравнений газовой динамики. Уже получены определенные результаты, но эти процессы еще недостаточно изучены, особенно применительно к реальным конструкциям

двигателей. Поэтому актуально проведение экспериментов на моделях, имитирующих реальную конструкцию, создание методик их планирования и обработки результатов [42-46].

На рис. 1.6 на показаны характерные режимы отрывных течений в расширяющихся каналах кругового сечения. Можно выделить некоторые режимы течения в канале неизменной геометрии.

Режим 1 соответствует высокоскоростному течению в узкой части канала. Область перехода к дозвуковому течению находится в широкой части канала. Параметры потока, набегающего на эту область, в значительной степени зависят от характера отрыва потока и донного давления на уступе. Донное давление определяется параметрами неравномерного сверхзвукового потока и геометрией канала до и после уступа.

Режим 2 возникает при дальнейшем увеличении числа M . В этом случае теплоподвод переносится из широкой части канала в узкую, где может возникнуть псевдоскачок. Зоны отрыва потока могут возникнуть как до места вдува струй топлива, так и за ним.

Режим 3 соответствует предельному числу M . Вдоль всего канала наблюдается сверхзвуковой поток. Возникает режим с подводом тепла при сверхзвуковой скорости. В этом случае, в зависимости от величины локального градиента давления, газовый поток может места отрываться.

Как следует из анализа схем течения, приведенных на рис. 1.7, течение торможения в расширяющихся каналах в значительной степени определяется параметрами сверхзвукового потока перед областью торможения. Они зависят от геометрии канала, наличия уступов и возникновения отрывов потока на них.

Рассмотрим течение сверхзвукового потока в каналах с удлиненным прямоугольным поперечным сечением [34]. Характер течения представлен на рис. 1.8. Приведены кривые распределения статического давления $\bar{P} = \frac{p}{p_0}$ вдоль стенок прямоугольного канала $\bar{b} = 6$, при $M_a = 3,8$.

При $\bar{b} = 6$ распределение давления, измеренное вдоль различных стенок, не совпадает. Различие в положении начала отрывной зоны вдоль боковых стенок может составлять не более двух гидравлических диаметров.

Функции распределения давления имеют характерное «плато». Примем максимальное давление в области «плато» на широкой стенке, как P_p . Давление перед отрывом – P_1 . Тогда, зависимость P_p/P_1 от скорости M , построенная для различных случаев несимметричного течения, оказывается близкой к

$$\frac{P_p}{P_1} \sim 1 + M$$

В зависимости от сочетания M и \bar{b} существуют два консервативных типа течения: псевдоскачок и отрывной псевдоскачок. Они обладают своими характерными зонами восстановления давления, длины которых мало изменяются. Между зонами существует достаточно узкая граничная полоса.

Кроме того, как показывают эксперименты, для чтобы возникло отрывное течение в канале с большим поперечным сечением основное значение имеет не скругленная или прямоугольная форма боковой стенки, а наличие узкой боковой стенки и накопление трехмерного погранслоя около нее.

В каналах с прямоугольным сечением отмечаются более высокие неустойчивость течения и пульсации давления, чем, например, в круглой трубе.

Отрывное течение за горлом воздухозаборника в моделях прямооточных двигателей определяется в основном геометрической формой канала и состоянием пограничного слоя. Оно слабо зависит от способа механического или теплового дросселирования. В работе [33] было проведено экспериментальное исследование плоской модели прямооточного двигателя при скорости набегающего потока $M_a=5,2$, температуре $T=1000$ К на режимах максимально возможного теплоподвода, не нарушающего течения в воздухозаборнике. Плоская модель состояла из одноступенчатого воздухозаборника с углом клина $\alpha_k=15^\circ$, $M_p=5$ и камеры сгорания. Распределение давления измерялось вдоль верхней и нижней стенок. Расчетное число M в горле воздухозаборника составляло $M_r=3,2$. Пограничный слой на входе в модельную камеру сгорания был турбулентным. В качестве горючего использовались продукты неполного разложения твердого топлива. Исследовались различные варианты вдува газогенераторных газов.

На рис. 1.8 приведены распределения давления вдоль канала при высокоскоростном течении и предельно переднем положении псевдоскачка, созданного с помощью «холодного» дросселирования. Из графиков видно, что давление в канале на длине примерно $7h$ растет от давления на клине до давления в псевдоскачке. Статическое давление по стенкам канала постоянно. На рис. 1.8 приведены распределения давления вдоль канала на различных режимах работы камеры сгорания и различных условиях вдува газогенераторных струй. Отсюда можно сделать вывод о том, что при нормальном вдуве газогенераторных струй, распределение давления на длине $L=10h_r$ практически совпадает с распределением при максимальном струйном дросселировании.

При максимальном наклонном вдуве, несмотря на наличие горения топлива, в зоне отрыва в горле кривая распределения давления до $x=5h_r$ очень близка к кривой, соответствующей струйному дросселированию.

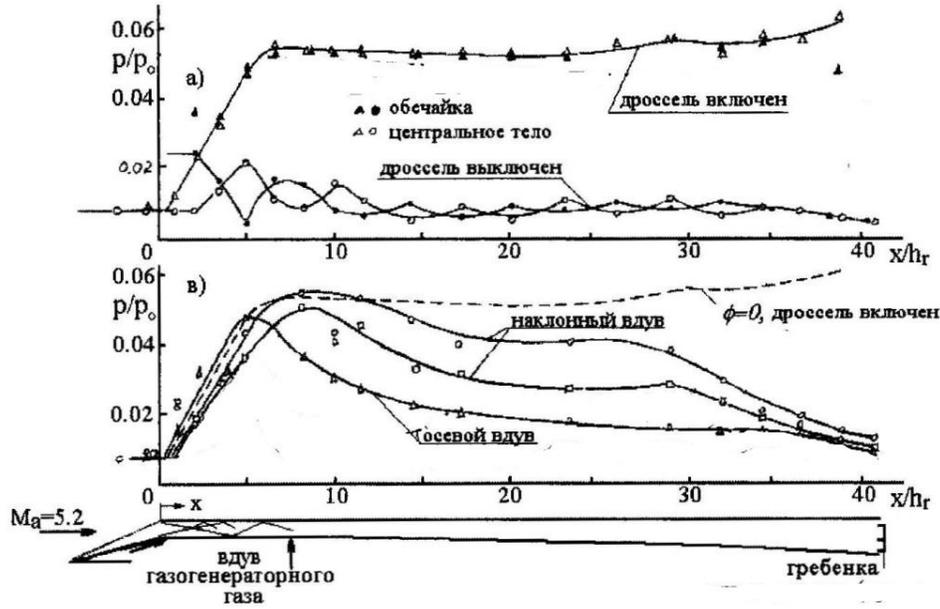


Рисунок 1.9 – Влияние теплового и струйного дросселирования на распределения давления по тракту СПВРД

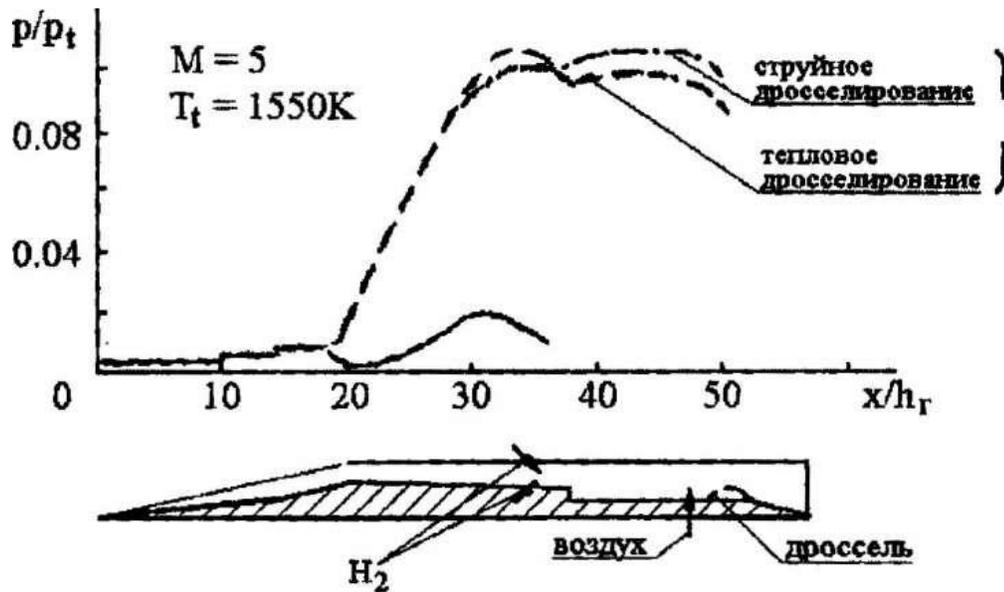


Рисунок 1.10 – Влияние теплового и струйного дросселирования на распределения давления по тракту СПВРД

Результаты опытов с моделью ПВРД (рис. 1.9) позволяют сделать вывод о том, что распределение давления вверх по течению от сечения, соответствующего максимальному давлению, мало отличается как при горении

топлива, так и при дросселировании потока за счет вдува холодных струй воздуха.

Об этом может свидетельствовать также рис. 1.10, заимствованный из работы [33], в которой при $M=5$ и $T_0=1550$ К были проведены эксперименты с плоской моделью прямого двигателя, имеющего трехскачковый воздухозаборник с конечным углом клина $\theta_K = 20^\circ$. Подача водорода осуществлялась в узком канале вблизи от уступа, что позволяло осуществить тепловой тип дросселирования.

Видно, что на длине более пяти высот горла воздухозаборника, вверх по течению от сечения максимального давления, распределение давления при горении и вдуве холодного воздуха совпадают. Следовательно, моделирование дросселированием допустимо при исследовании камеры сгорания. Такой подход реализован при проведении исследований течений в модели СПВРД на модельной аэродинамической установке МАИ и сверхзвуковом стенде ИТПМ СО РАН.

1.3 Современные материалы, используемые при производстве гиперзвукового прямого воздушно-реактивного двигателя

Основа любых успешных запусков любых летательных аппаратов последнего десятилетия связана со значительным улучшением характеристик двигателей и повышением надежности их работы [48-52].

Для того, чтобы оценить целесообразность применения того или иного материала необходимо провести технико-экономический анализ, который заключается в сравнении будущих конструкций с целью выбора оптимальных материалов, которые обладали бы наилучшими свойствами при незначительных затратах и минимальной массе конструкции. По результатам такого анализа можно сделать выводы о том, что стоимость подходящего материала может быть высокой, но при этом оказывается значительный выигрыш по массе

конструкции [52, 53]. В ходе анализа также необходимо оценить не только стоимость материала, но и всего изделия в целом. Комбинация различных видов нагрузок, которые действуют на конструкцию, определяют выбор материала для этих конструкций. Оптимальность двигателя заключается в разработке конструкции, которая обладает минимальной массой [54, 55].

Основным критерием при выборе материала является обеспечение конструкции минимальной массы при заданных условиях прочности [56]. В случае, если определяющим видом нагружения является растягивающие силы, то необходимо использовать материал, который имеет максимальную удельную прочность $\sigma_{уд}=1,0\div 1,7$ ГПа. В случае же если определяющим видом нагружения является обеспечение устойчивости или сжатия конструкции – целесообразно использовать материал, который имеет максимальную удельную жесткость $E_{уд}=200\div 250$ ГПа.

Прогресс в авиационной и космической технике за последние десятилетия привел к тому, что наиболее важные параметры двигателей летательных аппаратов были значительно улучшены. Важнейшую роль в этом процессе сыграло создание принципиально новых конструкционных материалов – волокнистых композиционных материалов, обладающих высокими прочностными и физическими свойствами, которые не могут быть достигнуты в традиционных металлических сплавах [57]. Применение таких конструкционных материалов открывает широкие возможности не только для совершенствования существующих конструкций различного назначения, но и при разработке новых конструкций и технологических процессов. Использование композиционных материалов делает возможным создание двигателей с заданными свойствами, полностью отвечающими распределению напряжений и деформаций в элементе конструкции.

Композиционные материалы представляют из себя гетерофазные системы, состоящие из двух и более компонентов и сохраняющие при этом

индивидуальные свойства каждого из них. Композиционным материалам присущи следующие признаки [58]:

1. форма и состав входящих компонентов заранее определены;
2. входящие компоненты присутствуют в необходимом количественном составе, обеспечивая заданные свойства материала;
3. материал является однородным, но при этом компоненты различаются свойствами и между ними существует четкая граница.

Рассмотрим основные требования, предъявляемые к конструкционным материалам в авиационной и космической технике. В двигателестроении из конструкционных материалов изготавливаются конструкции и детали, способные воспринимать механические нагрузки. В элементах конструкции материалы испытывают различные воздействия, связанные с видом нагружения (сжатие, растяжение, изгиб), характером (статический и динамический), а также с воздействием окружающей среды (температура, давление и т.п.). Все перечисленные факторы оказывают влияние на конструктивно-эксплуатационные требования, которые предъявляются конструкционным материалам. В ходе оценки механических свойств конструкционных материалов можно выделить показатели [59-61]:

1. Не зависящие от конструктивных особенностей и условий работы изделий. Данные показатели находятся при помощи стандартных испытаний образцов на растяжение и сжатие, изгиб и твердость. Прочностные свойства, определяющиеся статическими испытаниями, не характеризуют прочность материала в условиях реальной работы. Вследствие этого, полученные значения прочности могут быть использованы в расчетах для деталей, которые эксплуатируются при воздействии на них статических нагрузок.

2. Зависящие от конструктивных особенностей и условий работы изделий. К ним можно отнести усталостную прочность, износоустойчивость, коррозионную стойкость, живучесть при циклическом нагружении. Данные

характеристики выявляются при помощи статических и динамических испытаний образцов.

Одним из важнейших эксплуатационных требований, предъявляемых к композиционным материалам, является требование к технологичности. Технологичность — это способность материала приобретать заданную форму при воздействии различных факторов, таких как температура, давление и др., а также соединяться различными методами и подвергаться механической обработке.

Высокопрочные волокна, входящие в состав волокнистых композитов, воспринимают основные напряжения, возникающие при действии внешних нагрузок, и обеспечивают заданный уровень жесткости и прочности в направлении ориентации волокон.

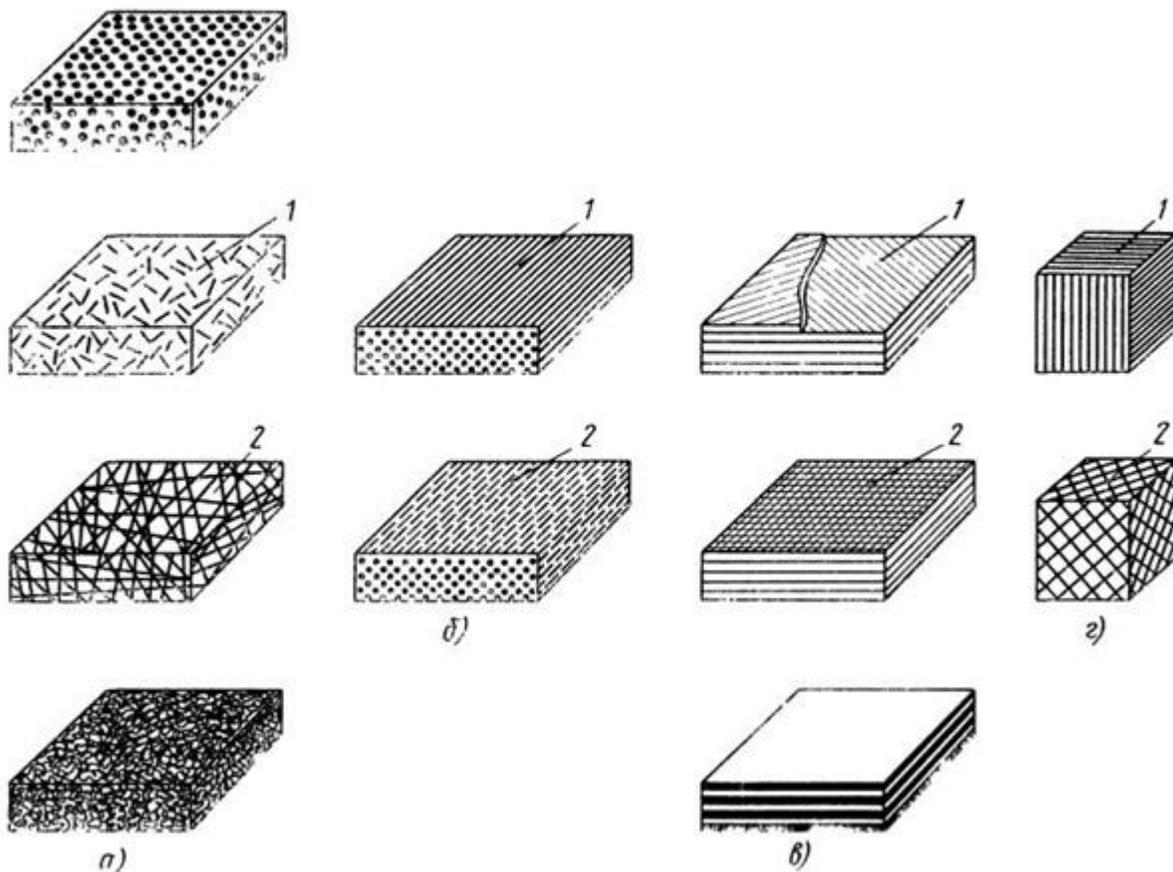
Соотношения основных параметров (прочность связи на границе матрица-волокно, жесткость матрицы и высокая прочность армирующих элементов) определяют механические свойства материала и характер разрушения. Оптимальная и правильная комбинация основных параметров и технология производства позволяют обеспечить необходимый уровень работоспособности композита.

Определяя теоретическую прочность по формуле,

$$\sigma_M = \left(\frac{\gamma E}{a_0} \right)^{\frac{1}{2}}$$

можно сделать вывод о том, что высокопрочные композиты должны иметь высокие значения модуля упругости и поверхностной энергии.

На рис. 1.1 представлена классификация композитов по конструктивному признаку:



а – хаотически армированные: 1 – короткие волокна; 2 – непрерывные волокна;
 б – одноармированные: 1 – однонаправленные непрерывные; 2 – однонаправленные
 короткие;
 в – двумерноармированные: 1 – непрерывные нити; 2 – ткани;
 г – пространственноармированные: 1 – три семейства нитей; 2 – n семейств нитей.
 Рисунок 1.11 – Классификация композитов по конструктивному признаку

Современные композиты обладают широкими физико-механическими свойствами и способны к целенаправленному изменению основных свойств [62-64]. Например, регулировать прочность, повышать вязкость и др. Расширение этих свойств возможно благодаря применению в композитах волокон различной геометрии, путем создания гибридных композитов.

Основной составляющей в композите являются армирующие элементы, которые чаще всего представлены в виде нитей и жгутов различного сплетения. Самыми часто используемыми волокнами для армирования являются стеклянные, углеродные, борные и органические. На рис. 1.12 представлены

характерные диаграммы растяжения высокопрочных волокон различных типов: 1 – борные; 2 – высокомодульные; 3 – высокопрочных углеродных; 4 – органических; 5 – S-стекла; 6 – E-стекла.

Благодаря широкому спектру ценных механических и физико-механических свойств, углеродные волокна все чаще начинают применяться в производстве элементов камер сгорания. Углеродные волокна обладают достаточно высокой теплостойкостью, низкими коэффициентами термического расширения и трения, более того, они оказываются достаточно стойкими к различным атмосферным воздействиям и химическим реагентам [65].

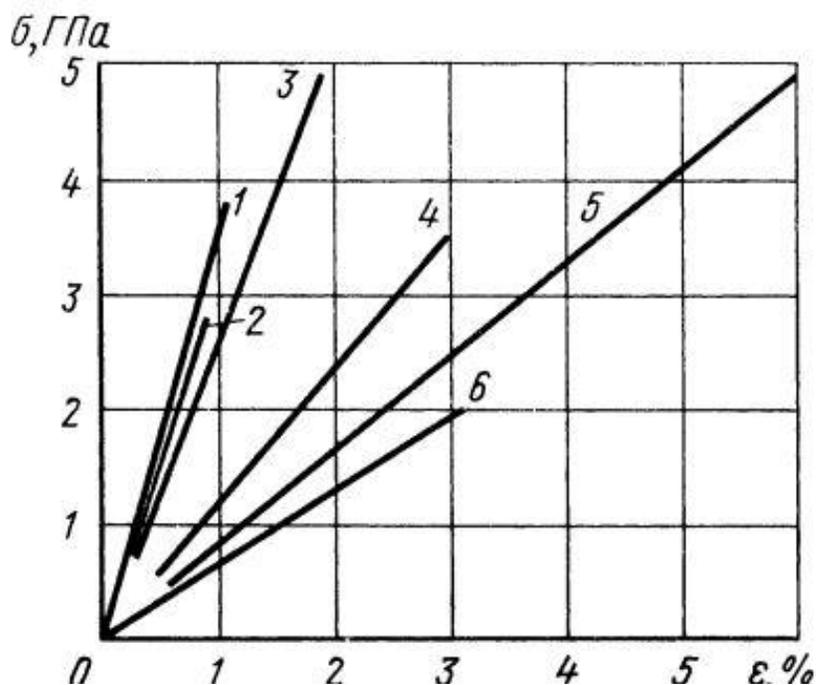
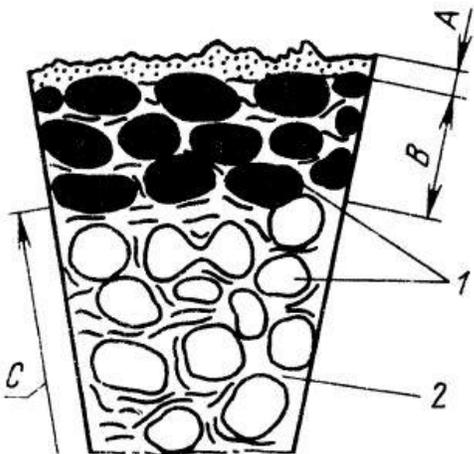


Рисунок 1.12 – Характерные диаграммы растяжения высокопрочных волокон.

Среди углеродных волокон можно выделить две крупные группы:

1. Карбонизированные – температура термообработки достигает порядка 1170÷2270 К, содержание углерода 80÷90%
2. Графитизированные – температура термообработки достигает порядка 3270 К, содержание углерода 99%.

По типам исходных материалов углеродные волокна подразделяются на химические волокна (вискозные) и углеродные пеки. Структура углеродного волокна показана на рис. 1.13.



А – поверхностный слой; В – высокоориентированная зона; С – низкоориентированная зона;
1 – микрофибриллы; 2 – аморфный углерод.

Рисунок 1.13 – Структура углеродного волокна.

Применяющиеся в настоящее время углеродные волокна условно можно разделить на 2 группы: высокомодульные $E=300 \div 700$ ГПа, $\delta = 2 \div 2.5$ ГПа и высокопрочные $E=200 \div 250$ ГПа, $\delta = 2,5 \div 3.2$ ГПа. В таблице 1.1 приведены механические свойства углеродных волокон отечественного и зарубежного производства.

Таблица 1.1 – Механические свойства углеродных волокон отечественного и зарубежного производства.

Страна, марка	Плотность $\rho \cdot 10^{-3}$, кг · м ⁻³	Диаметр d_f , мкм	Модуль упругости E	Средняя прочность на базе 10 мм $\overline{\delta}_*^f$	Предельная деформация ε , %
				ГПа	
СССР					
ВМН-3	1,71	7,0	250	1,43	0,6
ВМН-4	1,71	6,0	270	2,21	0,8
ВЭН-210	-	9,9	343	1,47	0,4
Кулон	1,90	-	400÷600	2,0	0,4
ЛУ-2	1,70	-	230	2,0÷2,5	1,0
ЛУ-3	1,70	-	250	2,5÷3,0	1,1

ЛУ-4	1,70	-	250	3,0÷3,5	1,3
США					
Торнел-300	1,70	7,0	238	3,15	1,3
Тронел-500	1,80	7,0	245	3,78	1,5
Торнел-600	1,80	7,0	245	4,20	1,7
Торнел-700	1,80	6,0	259	4,62	1,8
Торнел-800	1,80	6,0	273	5,46	2,0
Торнел-40	1,80	6,0	280	5,74	2,0
Целион G40	1,77	5,0	280	4,20	2,0
Целион G70	1,77	-	358	5,60	0,7
Хитекс 33	1,80	7,0	238	3,50	1,5
Япония					
Карболон-L	1,95	6,0	380	2,42	0,6
Тормолон-S	-	-	414	1,79	0,4
Бесфайт НТ	-	7,0	240	3,30	1,3
Торейка Т-300	1,76	8,4	235	3,53	1,5
М-30	1,72	-	300	3,92	1,3
ФРГ					
Зиграфил НМ	-	8	343	1,96	-
Зиграфил НF	-	8	216	2,36	-
Великобритания					
Графил-А	1,76	-	192	2,55	1,3
Графил-HMS	1,88	-	365÷400	2,0	0,5÷0,7
Модмор-1	2,0	7,8	400÷4450	1,7÷2,5	1,0
Модмор – 11	1,8	8,1	270	2,8	0,8÷1,0
АЕ-1	1,99	7,8	407	1,74	0,4
Франция					
Регилор АС	1,75	12,4	200	2,0	1,5
Регилор АG	2,0	11,0	420	1,90	0,45

2 ОСОБЕННОСТИ ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ТРАКТА

2.1 Объект исследования и нагрузки, действующие на корпус сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания

В данной работе рассматриваются вопросы оценки прочности деформированного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя, предназначенного для высокоскоростных летательных аппаратов. Проточный тракт состоит из системы прямоугольных каналов переменного сечения (рис. 2.1).

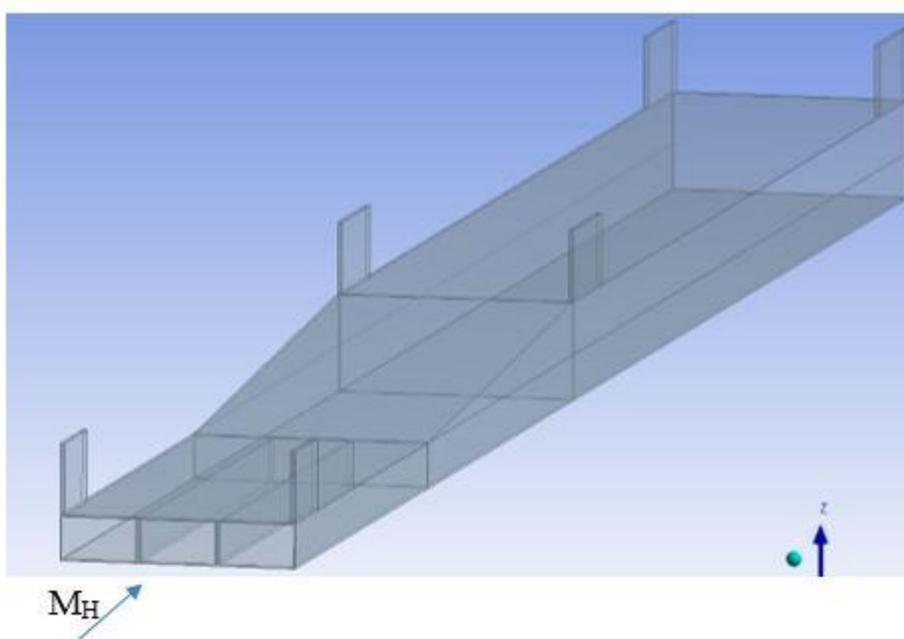


Рисунок 2.1 – Модель крупногабаритной сверхзвуковой камеры сгорания.

Типичный проточный тракт крупногабаритного двигателя состоит из системы прямоугольных каналов переменного сечения (рис. 2.2). Тракт воздухозаборного устройства выполняется в виде прямоугольного канала. Тракт камеры дожигания содержит последовательно расположенные прямоугольные каналы переменного сечения [65]. Обычно для крупногабаритных изделий поперечное сечение тракта разделяют на прямоугольные каналы.

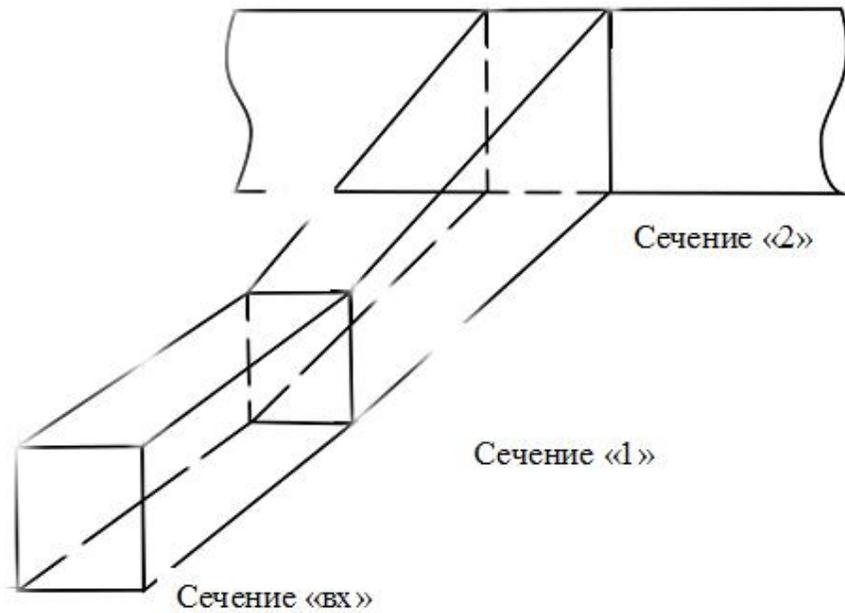
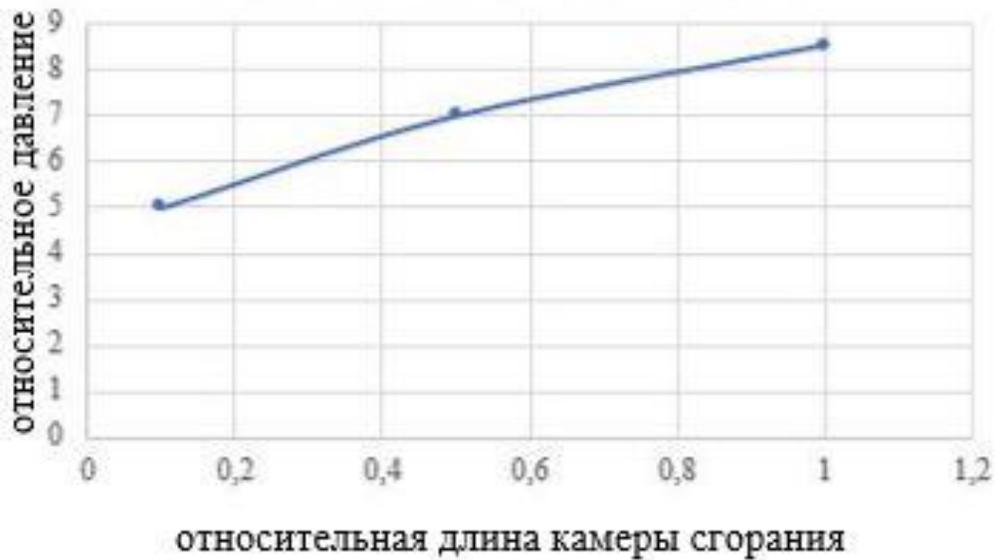
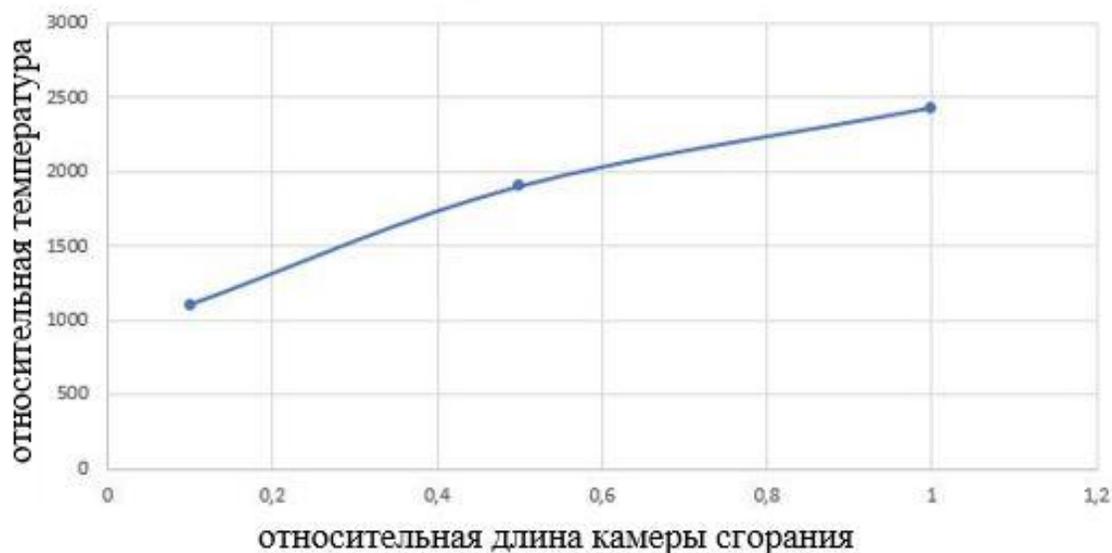


Рисунок 2.2 – Форма канала переменного сечения сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.

На рис. 2.3 показаны распределение давления и температуры по длине проточного тракта сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.



а).



б).

а - распределение давления, б - распределение температуры

Рисунок 2.3 – Распределение давления и температуры по длине сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания

Представляет интерес оценка изменения характера течения газового потока в тракте исследуемой силовой установки при наличии изменения площади проходного сечения за счет допусков на изготовление элементов конструкции и деформаций сечений под воздействием тепловых и силовых нагрузок.

2.2 Аналитический метод определения напряжений и деформаций в элементах конструкции тракта

В настоящем разделе представлены результаты приближенных расчетов напряженно-деформированного состояния отдельных участков камеры сгорания различными методами на базе теории пластин и оболочек [66-69]. Рассмотрим каналы, имеющие прямоугольное поперечное сечение с относительной шириной $\bar{b} = \frac{b}{h}$. На рис. 2.4 представлены схемы таких каналов.

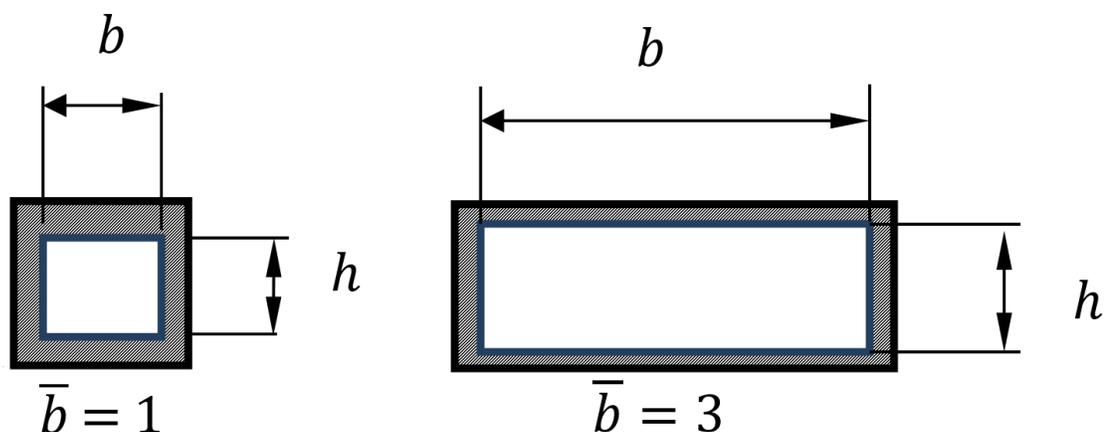


Рисунок 2.4 – Схемы каналов прямоугольного сечения с различной относительной шириной.

Учитываются нагрузки от действия внутреннего давления и градиентов температуры. В самом первом приближении напряжения и деформации определяются для балки единичной ширины, вырезанной из нижней части канала. Температурные напряжения находятся по формулам для тонкостенных элементов пластин и оболочек.

Проведено исследование приближенного напряженно-деформированного состояния конструкции камеры сгорания. Этот участок содержит каналы постоянного сечения, имеющие прямоугольную форму. Рассмотрим один из каналов, используя приближенный расчет. На рис. 2.5 представлена расчетная схема конструкции. Линия прогиба от давления показана в произвольном масштабе. Влиянием теплоизоляции пренебрегаем. Плоскостями, перпендикулярными направлению потока воздуха, вырезаем рамку единичной ширины, равной 10 мм. Выделим для анализа ее нижнюю часть, т.е. балку. Балка имеет следующие размеры: длина $L=100$ мм, ширина $b=10$ мм, толщина $h=10$ мм. Эти размеры соответствуют рассматриваемым конструкциям камер сгорания СПВРД [70, 71].

Проведем расчеты напряженно-деформированного состояния от действия внутреннего давления $p = 1.7 \cdot 10^4 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$, действующего на стенку канала.

Суммарная сила, действующая на балку:

$$F = p \cdot L \cdot h = 1.7 \cdot 10^4 \cdot 0.1 \cdot 0.01 = 17 \text{ кг.} \quad (2.1)$$

Погонная нагрузка на балку:

$$q = \frac{F}{L} = \frac{17}{0.1} = 170 \frac{\text{кг}}{\text{м}} \quad (2.2)$$

Считаем, что граничные условия на краях балки соответствуют условиям жесткого защемления [66].

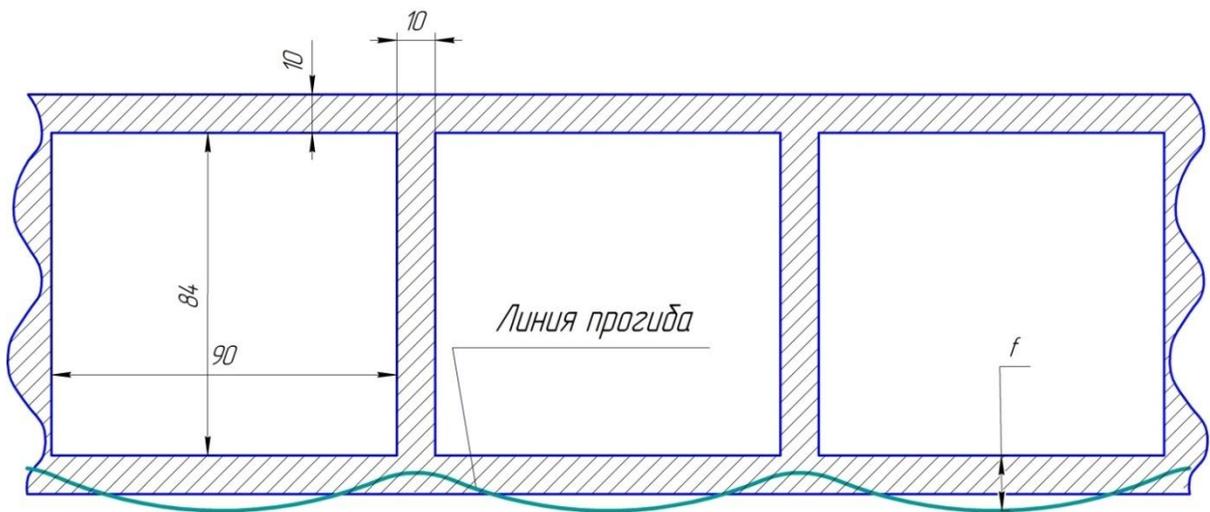


Рисунок 2.5 – Расчетная схема начального участка камеры сгорания. Линия прогиба показана в произвольном масштабе.

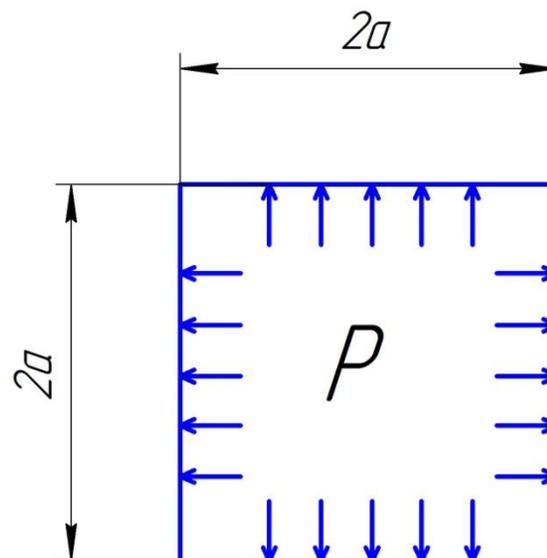


Рисунок 2.6 – Поперечное сечение сосуда коробчатой формы, нагруженного давлением p .

Реакции на опорах:

$$R_A = \frac{F}{2} = \frac{17}{2} = 8,5 \text{ кг} \quad (2.3)$$

Моменты на опорах:

$$M_A = \frac{q \cdot L^2}{12} = \frac{170 \cdot 0.1^2}{12} = 0,142 \text{ кг} \cdot \text{м} \quad (2.4)$$

Момент инерции сечения, представленного на рисунке:

$$J = \frac{b \cdot h^3}{12} = \frac{0.01 \cdot 0.01^3}{12} = 8.33 \cdot 10^{-10} \text{ м}^4 \quad (2.5)$$

Напряжения от изгиба балки в местах защемления:

$$\sigma_{max} = \frac{g \cdot M_A \cdot \frac{h}{2}}{J} = \frac{9.81 \cdot 0.142 \cdot \frac{0.01}{2}}{8.33 \cdot 10^{-10}} = 8,336 \cdot 10^6 \text{ Па} \quad (2.6)$$

Для определения запаса прочности используем следующие данные: предел прочности $\sigma_V = 1.1 \cdot 10^8$ Па и модуль упругости $E = 2.85 \cdot 10^{10}$ Па.

Тогда запас прочности при действии только давления:

$$n = \frac{\sigma_V}{\sigma_{max}} = \frac{1.1 \cdot 10^8}{8.336 \cdot 10^6} = 13,196 \quad (2.7)$$

Прогиб в центре балки:

$$f = \frac{g \cdot q \cdot L^4}{384 \cdot E \cdot J} = \frac{9.81 \cdot 170 \cdot 0.01^4}{384 \cdot 2.85 \cdot 10^{10} \cdot 8.33 \cdot 10^{-10}} = 1,828 \cdot 10^{-5} \text{ м} \quad (2.8)$$

$= 0,018 \text{ мм}$

Для боковых каналов условия жесткого защемления, строго говоря, не выполняются. Прогиб в центре балки единичной ширины, «вырезанной» из крайнего канала, будет больше примерно в 2.5 раза, т.е. 0,045 мм.

Напряжения изгиба для такой балки также будут больше, однако вследствие большого запаса прочности ($n=13,36$) этим можно пренебречь.

Выполним уточнение результатов. Для этого решим задачу прочности сосуда коробчатой формы, нагруженного внутренним давлением (рис. 2.6). Расчеты ведутся по теории пластин.

Рассчитаем значения моментов в углах и серединах стенок (рис. 2.7). Момент M_Y действует в плоскости чертежа, M_X - в перпендикулярном направлении.

В углах:

$$M_Y = 0.35 \cdot p \cdot a^2 = 0.35 \cdot 1.7 \cdot 10^4 \cdot 0.05^2 = 14.875 \text{ кг} \quad (2.9)$$

$$M_X = 0.11 \cdot p \cdot a^2 = 0.11 \cdot 1.7 \cdot 10^4 \cdot 0.05^2 = 4.675 \text{ кг} \quad (2.10)$$

В середине:

$$M_Y = 0.18 \cdot p \cdot a^2 = 0.35 \cdot 1.7 \cdot 10^4 \cdot 0.05^2 = 7,65 \text{ кг} \quad (2.11)$$

$$M_X = 0.058 \cdot p \cdot a^2 = 0.11 \cdot 1.7 \cdot 10^4 \cdot 0.05^2 = 2,465 \text{ кг} \quad (2.12)$$

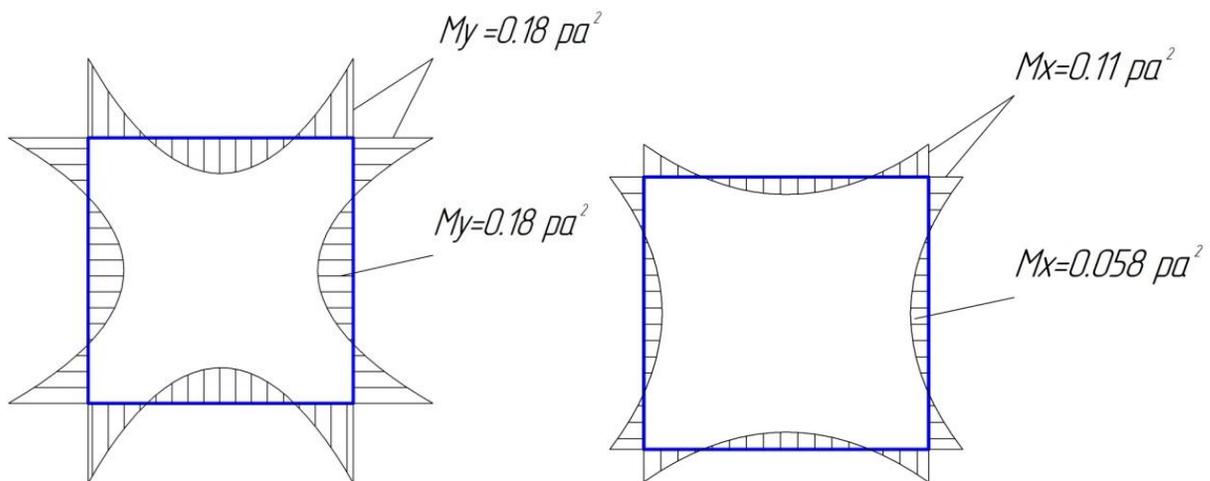


Рисунок 2.7 – Эпюры изгибающих моментов.

Считаем, что в углах имеет место защемление пластин (стенок). Напряжения от изгиба в местах защемления:

$$\sigma_Y = \frac{6 \cdot M_Y}{h^2} = \frac{6 \cdot 14.875}{1^2} = 8.752 \cdot 10^6 \text{ Па} \quad (2.13)$$

$$\sigma_X = \frac{6 \cdot M_X}{h^2} = \frac{6 \cdot 4.675}{1^2} = 2.751 \cdot 10^6 \text{ Па} \quad (2.14)$$

$$\sigma_i = \sqrt{\sigma_Y^2 - \sigma_X \cdot \sigma_Y + \sigma_X^2} = 7.752 \cdot 10^6 \text{ Па} \quad (2.15)$$

Картина прогибов показана на рис. 3.11.

Максимальное перемещение составляет величину:

$$f = 0.54 \cdot \frac{p \cdot a^4}{E \cdot h^3} \cdot (1 - \mu) = 0.54 \cdot \frac{1.7 \cdot 10^4 \cdot 0.05^4}{2.85 \cdot 10^{10} \cdot 0.01^3} \cdot (1 - \mu) \quad (2.16)$$

$$= 2,2 \cdot 10^{-8} \text{ м}$$

Запас прочности:

$$n_\sigma = \frac{\sigma_v}{\sigma_i} = 14.19 \quad (2.17)$$

Проведем расчеты напряженно-деформированного состояния от действия градиента температуры.

Стенка канала нагружена температурным градиентом. На передней кромке входного канала температурные напряжения рассчитываем по формуле, относящейся к свободному краю пластины [67]:

$$\sigma_\theta = \frac{\alpha \cdot E \cdot T_i}{(1 - \mu)} = \frac{2,3 \cdot 10^{-6} \cdot 2,85 \cdot 10^{10} \cdot 1200}{(1 - 0,28)} = 1,092 \cdot 10^8 \text{ Па} \quad (2.18)$$

где α - коэффициент температурного расширения, $\alpha = 2,3 \cdot 10^{-6} \frac{1}{\text{К}}$; E - модуль упругости, $E = 2,85 \cdot 10^{10}$ Па; μ - коэффициент Пуассона, $\mu=0,28$; T_i - перепад температур между наружной поверхностью стенки канала и её срединной поверхностью установившегося потока, $T_i=1200$ К.

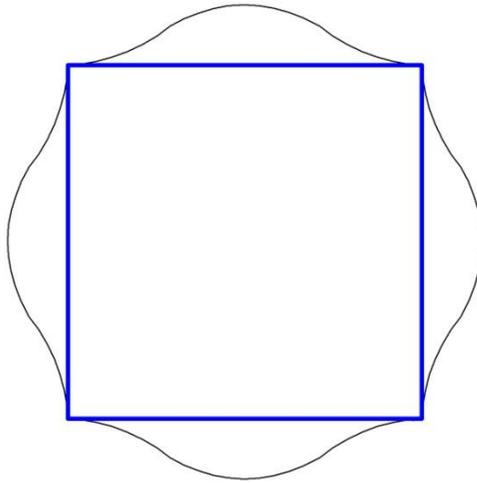


Рисунок 2.8 – Картина прогибов стенок сосуда в произвольном масштабе.

Оказывается, температурные напряжения почти в 15 раз больше, чем напряжения от действия давления. Поэтому запас прочности можно определять, пренебрегая последними:

$$n=1.007 \quad (2.19)$$

Следовательно, при тепловом воздействии конструкция близка к разрушению.

Проведем исследование приближенного напряженно-деформированного состояния конструкции камеры сгорания СПВРД на участке, где происходит изменение геометрических размеров канала. Рассматриваем один из каналов. Плоскостями, перпендикулярными направлению потока воздуха, вырезаем рамку единичной ширины, равной 10 мм. Выделим для анализа балку с размерами: длина $L=300$ мм, ширина $b=10$ мм и толщина $h=10$ мм.

Найдем параметры напряженно-деформированного состояния при действии внутреннего давления $p = 2.2 \cdot 10^4 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$.

Суммарная сила, действующая на балку:

$$F = p \cdot L \cdot h = 66 \text{ кг.} \quad (2.20)$$

Погонная нагрузка на балку:

$$F = p \cdot L \cdot h = 66 \text{ кг.} \quad (2.21)$$

$$q = \frac{F}{L} = 220 \text{ кг} \quad (2.22)$$

Считаем, что граничные условия на краях балки соответствуют условиям жесткого защемления.

Реакции на опорах:

$$R_A = \frac{F}{2} = 33 \text{ кг.} \quad (2.23)$$

Моменты на опорах:

$$M_A = \frac{q \cdot L^2}{12} = 1.65 \text{ кг} \cdot \text{м} \quad (2.24)$$

Момент инерции сечения балки:

$$J = \frac{b \cdot h^3}{12} = 8.33 \cdot 10^{-10} \text{ м}^4 \quad (2.25)$$

Напряжения от изгиба балки в местах защемления:

$$\sigma_{max} = \frac{g \cdot M_A \cdot \frac{h}{2}}{J} = 9.709 \cdot 10^7 \text{ Па} \quad (2.26)$$

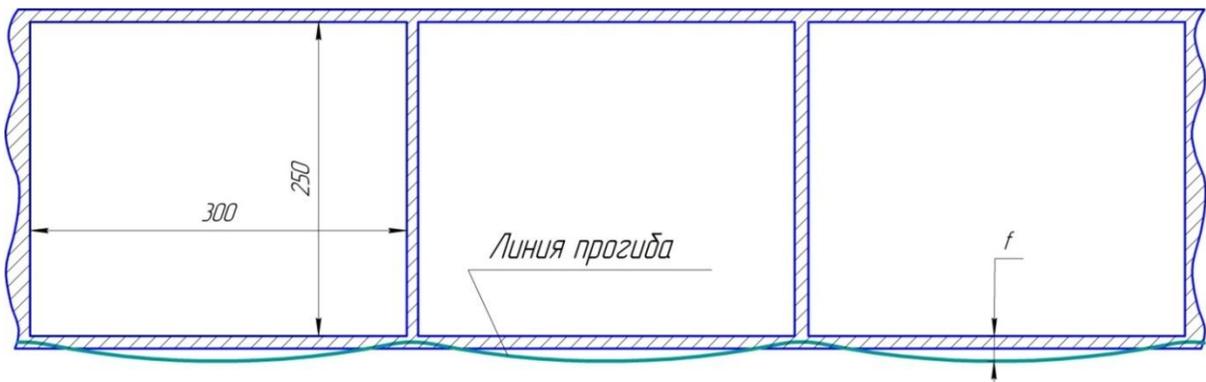


Рисунок 2.9 – Участок камеры сгорания. Линия прогиба показана в произвольном масштабе.

Для определения запаса прочности используем следующие данные: предел прочности $\sigma_V = 1.1 \cdot 10^8 \text{ Па}$ и модуль упругости $E = 2.85 \cdot 10^{10} \text{ Па}$.

Запас прочности составляет:

$$n = \frac{\sigma_V}{\sigma_{max}} = 1.133 \quad (2.27)$$

Прогиб в центре балки:

$$f = \frac{g \cdot q \cdot L^4}{384 \cdot E \cdot J} = 1.916 \cdot 10^{-3} \text{ м}, \quad (2.28)$$

где g - ускорение свободного падения, $g=9.81 \text{ м/с}^2$.

Для боковых каналов условия жесткого защемления, строго говоря, не выполняются. Но вследствие соотношения размеров сторон канала 300/250 мм, равного 1,2 и с учетом формулы (2.28) максимальный прогиб нижней стенки канала будет примерно в 2 раза меньше, чем у боковой. Рассмотрим напряженно-деформированное состояние при действии температурного перепада на стенке канала.

Температурные напряжения считаем по формуле:

$$\sigma_\theta = \frac{\alpha \cdot E \cdot T_i}{2 \cdot (1 - \mu)} = 5,462 \cdot 10^7 \text{ Па}, \quad (2.29)$$

где α - коэффициент температурного расширения, $\alpha = 2,3 \cdot 10^{-6} \frac{1}{\text{К}}$; E - модуль упругости, $E = 2.85 \cdot 10^{10} \text{ Па}$; μ - коэффициент Пуассона, $\mu=0,28$; T_i - перепад температур между внутренней стенкой канала и ее наружной поверхностью, $T_i=2100 \text{ К}$.

Запас прочности:

$$n=2.014 \quad (2.30)$$

Поскольку поперечное сечение канала отличается от квадратной формы, применим здесь результаты, относящиеся к балке, т.е. σ_{max} от нагружения давлением равно $9.709 \cdot 10^7 \text{ Па}$. Применяя метод суперпозиции (материал хрупкий), получаем результат в виде суммы температурного напряжения и напряжения от давления:

$$\sigma_{\Sigma} = 5,462 \cdot 10^7 + 9,709 \cdot 10^7 = 15,17 \cdot 10^7 \text{ Па} \quad (2.31)$$

Запас прочности:

$$n = \frac{\sigma_v}{\sigma_{\Sigma}} = \frac{1.1 \cdot 10^8}{15,17 \cdot 10^7} = 0.725 \quad (2.32)$$

Следовательно, участок камеры по расчетам не выдерживает одновременно действующих напряжений от давления и температурного перепада.

В связи с тем, что прямоугольные участки камеры не выдерживают совместное действие внутреннего давления и градиента температуры, рассмотрим другую геометрическую форму канала. Проведем приближенные расчеты напряженно-деформированного состояния конструкции, выполненной в виде круглого канала.

Расчет трубы под действием тепловой нагрузки проводился для температуры уже установившегося теплового потока $T_i=2400 \text{ К}$.

Была взята труба с размерами: внешний диаметр $b=100 \text{ мм}$ и внутренний диаметр $a=90 \text{ мм}$. Таким образом была взята труба с толщиной стенки 10 мм .

Расчет будем производить для 4 точек:

$$r := \begin{pmatrix} 90 \\ 94 \\ 97 \\ 100 \end{pmatrix} \cdot \text{мм} = \begin{pmatrix} 0.09 \\ 0.094 \\ 0.097 \\ 0.1 \end{pmatrix} \text{ м} \quad (2.33)$$

Распределение температуры по толщине канала:

$$T_w := T_i \cdot \ln\left(\frac{b}{r}\right) \cdot \frac{1}{\ln\left(\frac{b}{a}\right)} = \begin{pmatrix} 2.4 \times 10^3 \\ 1.409 \times 10^3 \\ 693.828 \\ 0 \end{pmatrix} \text{ К} \quad (2.34)$$

Температурные напряжения:

$$\sigma_{\theta} = \begin{pmatrix} -1.754 \times 10^8 \\ -1.831 \times 10^7 \\ 1.999 \times 10^7 \\ 0 \end{pmatrix} \text{ Pa} \quad (2.35)$$

Для максимальных по модулю значений температурных напряжений определены запасы прочности:

$$n = \frac{\sigma_v}{\sigma_{\theta}} = \begin{pmatrix} 0,616 \\ 3,467 \\ 1,563 \\ 0,661 \end{pmatrix} \quad (2.36)$$

Как видно из полученных результатов, введение эквивалентных каналов с круглым поперечным сечением не привело к обеспечению необходимой прочности конструкции камеры сгорания.

Проведенный анализ показал необходимость исследования воздействия деформации конструкции проточного тракта на изменение характеристик рабочего процесса в сверхзвуковой многоканальной камере сгорания, а также на прочностные характеристики такой камеры. Такое исследование должно повысить надежность изделия и изучить особенности рабочего процесса в СПВРД. Теоретическое решение поставленной задачи в настоящее время получить сложно. Это объясняется недостаточными знаниями рабочего процесса в камере сгорания. Поэтому целесообразно разработать инженерную (приближенную) методику, основанную на экспериментальных данных и приближенных математических зависимостях.

3 ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ДЕФОРМАЦИИ КОРПУСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА СТРУКТУРУ СВЕРХЗВУКОВОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА

Одной из наиболее актуальных проблем в области проектирования крупногабаритных многоканальных камер сгорания силовых установок с высокоскоростным течением является изучение процесса течения потока в канале и взаимное воздействие стенок каналов и потока.

Как было сказано в 1 главе, при протекании высокоскоростного высокотемпературного потока в канале переменного сечения происходит возникновение локальных зон опасных тепловых нагрузок, вследствие чего может возникать деформация поверхности стенки канала. Такая деформация может привести к высокочастотным и низкочастотным колебаниям давления, зависящим от перемещений отрывных зон около стенок прямоугольного канала. Колебания давления могут негативно отразиться на прочности всей многоканальной камеры сгорания в целом [72].

Были проведены расчетно-теоретические исследования процессов течения высокоскоростного воздушного потока в канале прямоугольного сечения, имеющего деформированную внутреннюю стенку, в частности оценка изменения характера течения газового потока в канале прямоугольного сечения при наличии деформаций этих сечений под воздействием тепловых и силовых нагрузок.

3.1 Численные исследования влияния деформации корпуса камеры сгорания на структуру сверхзвукового газового потока

При проведении численных исследований крупногабаритных многоканальных камер сгорания с высокоскоростным течением было выявлено, что деформация имеет преимущественно волнообразную форму. Указанные

деформации имеют размер, который превышает размер шероховатости поверхности корпуса камеры численные значения находятся в пределах 3÷7 мм.

В программном комплексе ANSYS были созданы расчётные модели для анализа влияния деформированной поверхности на структуру сверхзвукового газового потока. Численные исследования проводились на моделях, имеющих вид отсечного клина. Они имеют как деформированную нижнюю поверхность (рис. 3.1), так и недеформированную поверхность.

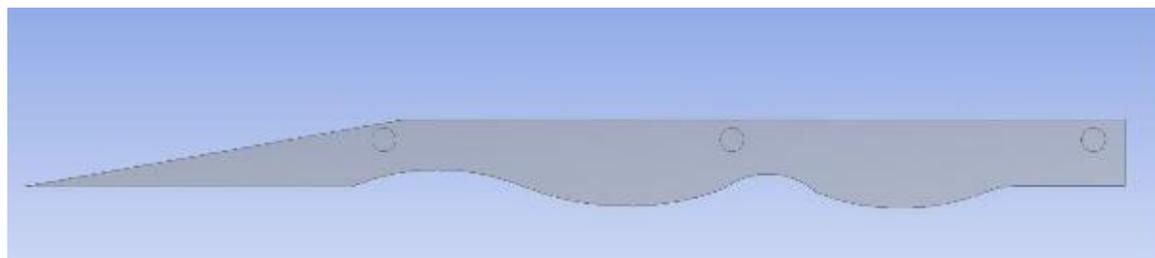
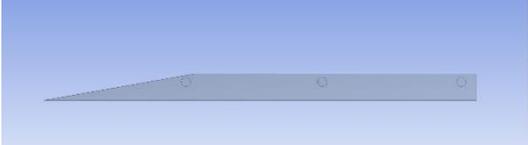
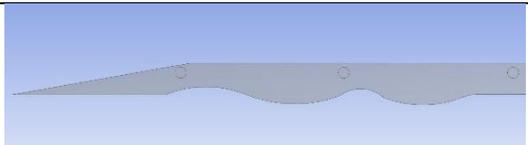
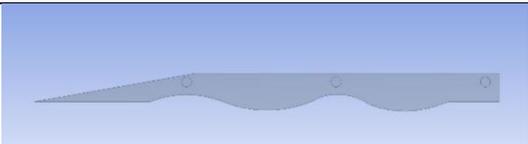
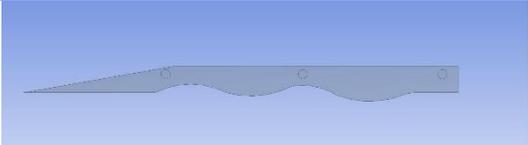
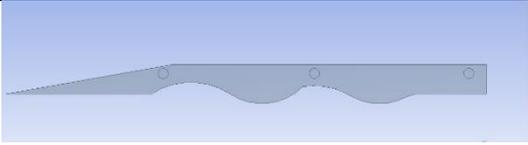
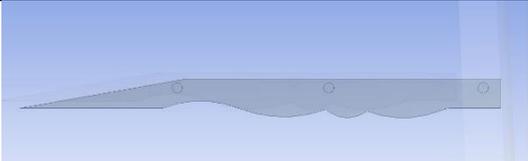


Рисунок 3.1 – Отсечной клин с деформированным профилем

Отсечные клинья и форма деформированной поверхности приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Отсечные клинья и форма деформированной поверхности

Клин №0	
Клин №1	
Клин №2	
Клин №3	

Клин №4	
Клин №5	

Отсечные клинья, помещаются в расчётный объём, по которому протекал подогретый сверхзвуковой газовый поток. Расчетная модель состоит из двух объёмов: 1 – объём, имитирующий воздушный поток, 2 – отсечной клин. Численные исследования проводились для 5 отсечных клиньев, каждому из которых был присвоен соответствующий номер.

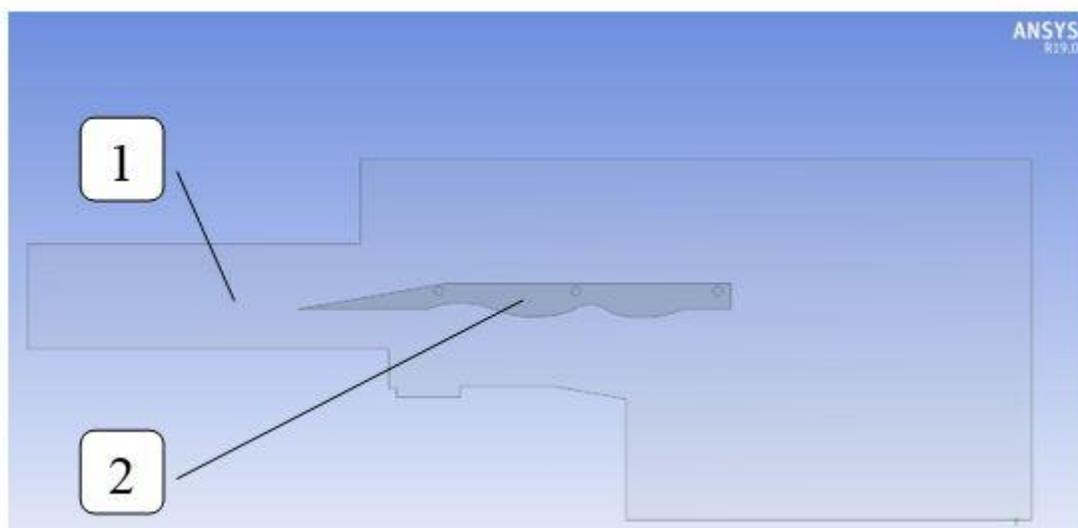


Рисунок 3.2 – Расчётная модель клина №1

Для построения сетки использовался встроенный модуль ANSYS Meshing. Указанный модуль может строить сложные сетки, которые учитывают кривизну модели, а также обеспечивает плавное соединение её элементов [73-75]. Вся расчётная модель строилась элементами – гексаэдрами с inflation-слоем для корректного расчёта течения газа в пристеночном пограничном слое. При

построении сетки использовался итерационный метод, основанный на последовательном уменьшении размера элементов сетки.

Математическая модель

Корректное моделирование сложных процессов, таких как взаимодействие высокоскоростных течений, проводится с использованием численных методов. В данной работе был использован метод конечных объёмов. В основе метода конечных объёмов лежит система дифференциальных уравнений Навье-Стокса [73-76]:

уравнение неразрывности

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial \rho U_i}{\partial x_i} = 0$$

уравнение энергии

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

уравнение движения

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

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.

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

Следует отметить, что уравнение Навье-Стокса может быть решено в общем виде для простых задач только при допущениях, но при этом все равно потребуются большие вычислительные мощности.

Модель турбулентности

В настоящее время существует более 20 моделей турбулентности, использующиеся в программном комплексе ANSYS. Наиболее часто используются модели, усредненные по числу Рейнольдса. К ним относятся модели $k - \varepsilon$, $k - \omega$ и SST.

В данной работе использована модель сдвиговых напряжений (Shear Stress Transport), которая является комбинацией $k - \varepsilon$, $k - \omega$ моделей. Такая комбинация моделей позволяет на достаточно высоком уровне точности просчитывать как течения пристеночного слоя, так и свободные течения вдали от стенок. Широкое применение модели турбулентности Shear Stress Transport позволило адаптировать её для большинства течений, в том числе и для решения стационарных задач при больших числах Маха [77, 78].

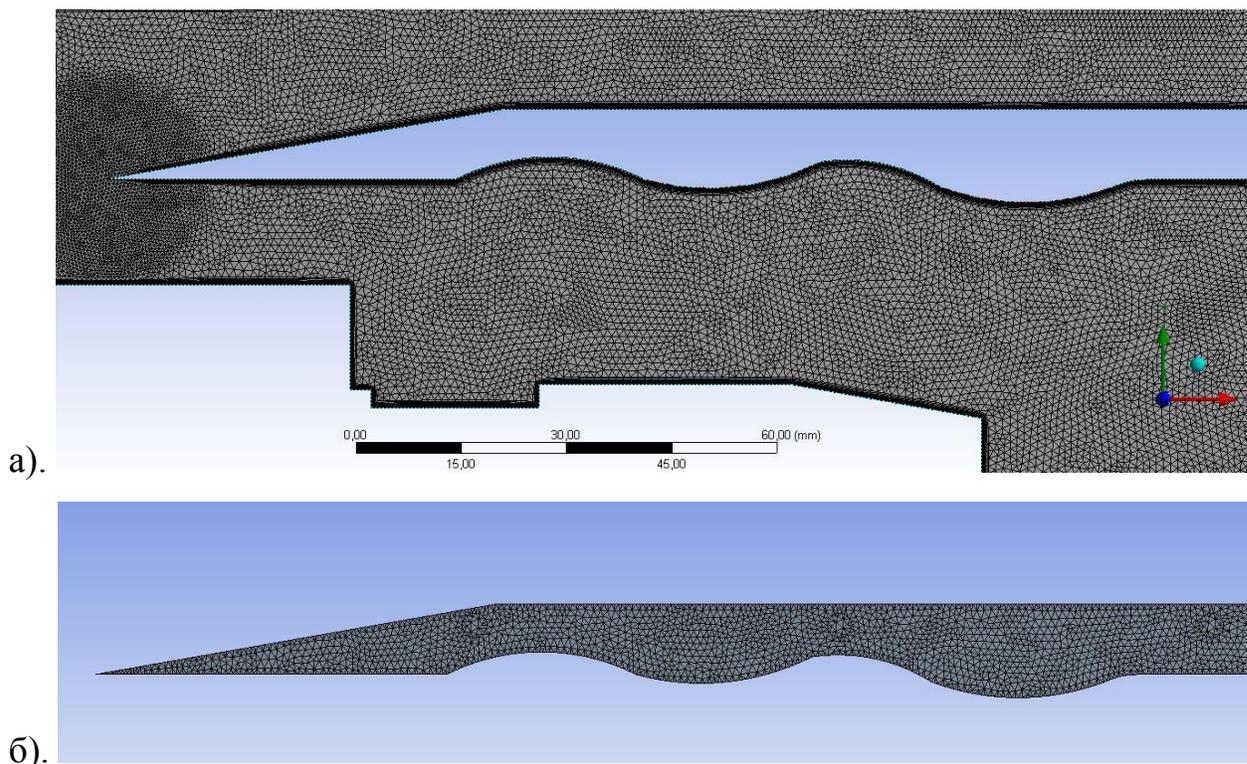
Параметры сетки представлены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Основные параметры сетки.

Physics Preference	CFD
CFD	
Solver Preference CFX	CFX
Element Order Linear	Linear
Size Function	Curvature
Max Face Size	20,0 mm
Mesh Defeaturing	Yes

Defeature Size	Default (0,10150 mm)
Growth Rate	1,20
Max Tet Size	Default (40,0 mm)

На рис. 3.3 представлены расчётная сетка газовой области отсечного клина и расчётная сетка отсечного клина



а – расчётная сетка газовой области отсечного клина

б – расчётная сетка отсечного клина

Рисунок 3.3 – Расчётная сетка газовой области для отсечных клиньев

Решатель CFX имеет 3 основные параметра качества сетки, обновление которых происходит каждый раз, когда она деформируется [78-82]:

1. Mesh Orthogonality;
2. Aspect Ratio;
3. Expansion Factor.

Параметр Mesh Orthogonality характеризует ортогональность сетки. Коэффициент ортогональности измеряется по формуле $O.F. = n \cdot s$, где n – вектор нормали к грани в точке интегрирования, s – вектор от узла к узлу (рис. 3.4).

Коэффициент ортогональности показывает, насколько близко располагаются углы между соседними гранями или соседними краями элемента к некоторому углу. Для четырехгранных элементов угол составляет 90° , а для треугольных граней 60° .

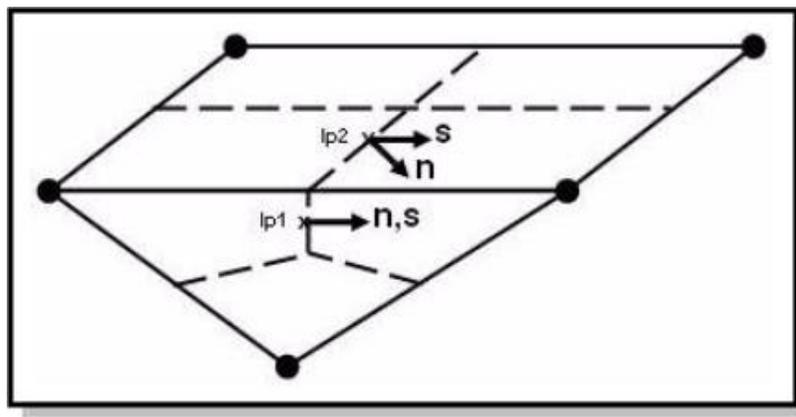


Рисунок 3.4 – Параметр Mesh Orthogonality

Желательный коэффициент ортогональности должен находиться в пределах $>1/3$.

Вторым основным параметром решателя CFX является Aspect Ratio – коэффициент пропорциональности (рис. 3.5). Коэффициент пропорциональности показывает степень растяжения элементов сетки. Значения контрольного объёма вычисляется как максимум всех соотношений сторон элемента, смежных с указанным узлом. Удовлетворительное значение коэффициента пропорциональности должно иметь значение меньше 100.

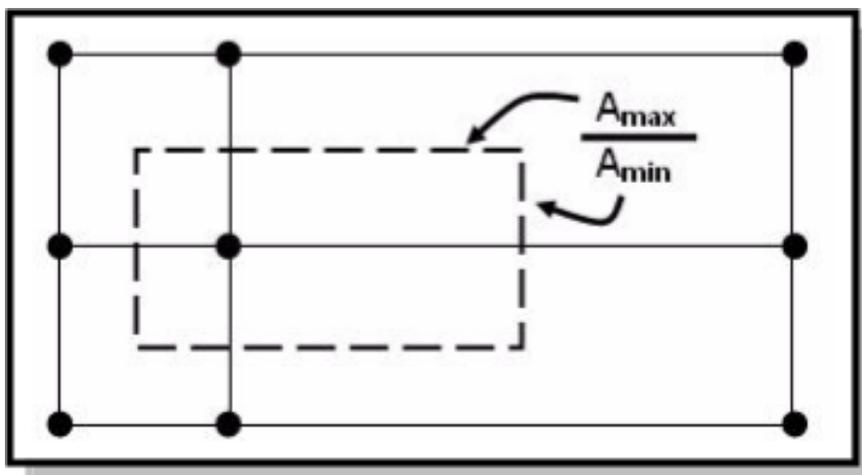


Рисунок 3.5 – Параметр Aspect Ratio.

Третьим параметром решателя CFX является Mesh Expansion Factor – коэффициент расширения сетки. Коэффициент расширения сетки характеризует скорость изменения величины смежных областей или контрольных объёмов. Коэффициент пропорциональности включает в себя соотношение максимального и минимального расстояний между узлом контрольного объёма и границами контрольных объёмов. Удовлетворительное значение коэффициента расширения сетки должно быть менее 20.

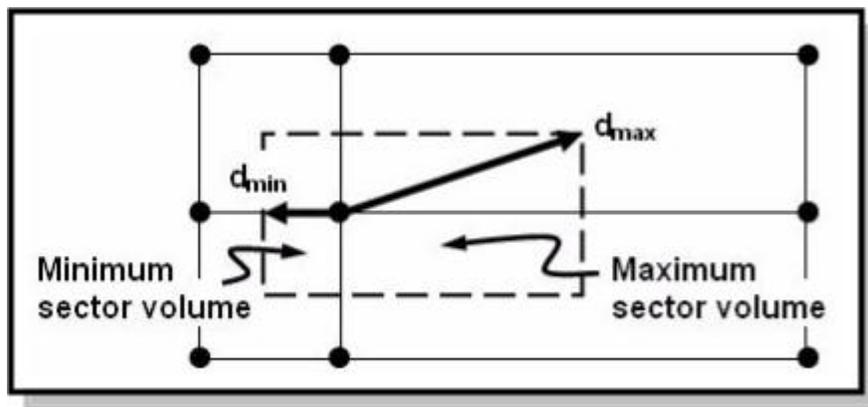


Рис. 3.6 – Параметр Mesh Expansion Factor.

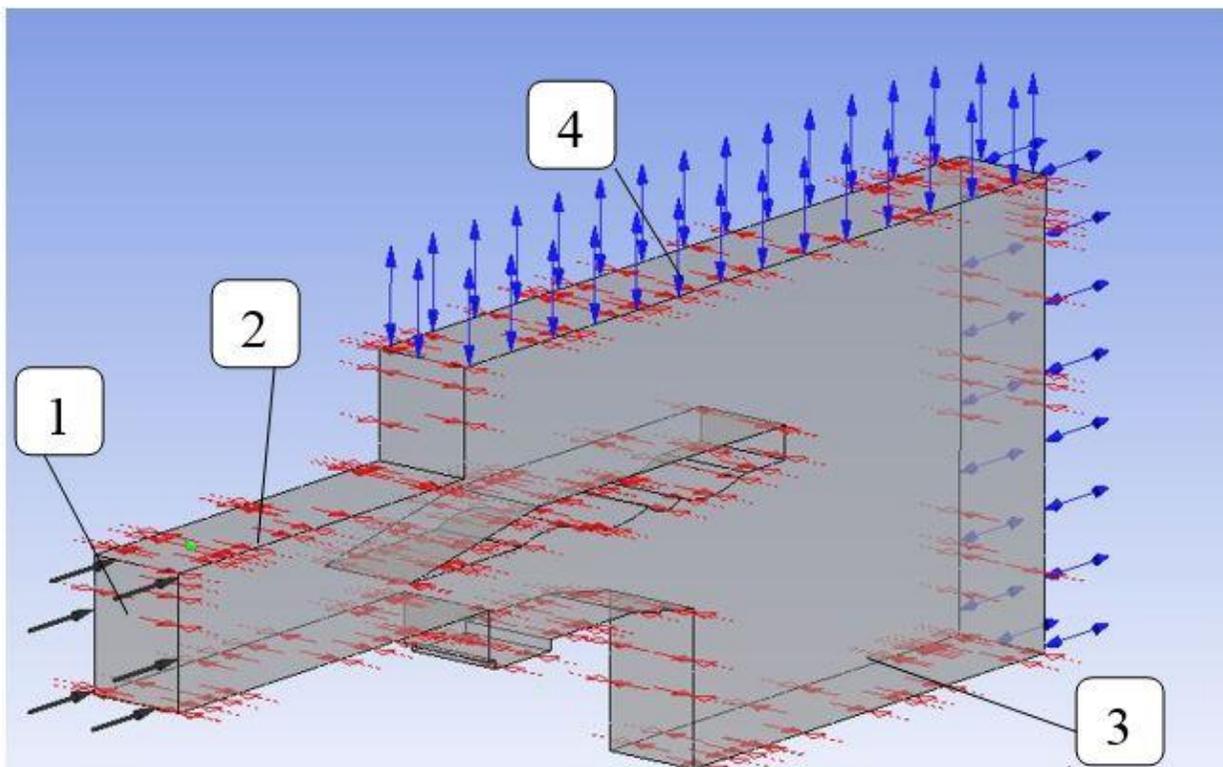
В таблице 3.3 приведено качество построенной сетки при помощи встроенных модулей CFX Solver.

Таблица 3.3 – Параметры оценки качества построения сетки

Domain Name	Orthog. Angle	Exp. Factor	Aspect Ratio
	Minimum [deg]	Maximum	Maximum
Default Domain Modified	78.5 OK	1 OK	1 OK
Default Domain Modified	%! %ok %OK	%! %ok %OK	%! %ok %OK
	0 0 100	0 0 100	0 0 100

Система оценки качества сетки в ANSYS обозначается следующими символами: «!», «ok», «OK», которые обозначают соответственно: плохо, удовлетворительно, хорошо.

После построения расчётной сетки необходимо задать граничные условия для каждой областей (газовой и отсечного клина). Граничные условия, задаваемые в газовой области изображены на рис. 3.7.



1 – место подачи сверхзвукового воздуха; 2 – граничное условие стенки; 3 – граничное условие симметрии; 4 – выход в атмосферу.

Рисунок 3.7 – Граничные условия, задаваемые в газовой области

На входе 1 в расчетную область подается сверхзвуковой поток, который будет обтекать отсеченный клин. В области 4 установлен выход в атмосферу с граничным условием Opening, которое позволяет выходить воздуху из расчетной области, а также обеспечивает приток воздуха из атмосферы. В позиции 2 установлено граничное условие Wall («стенка»). В позиции 3 – граничное условие симметрии. Информация о граничных условиях входа и выхода представлена в таблицах 4.3 и 4.4.

Таблица 3.3 – Граничные условия на входе в расчетную область

Параметр	Значение
Режим течения	сверхзвуковое
Реальное статическое давление	8 атм.
Нормальная скорость	640 м/с
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	300 К

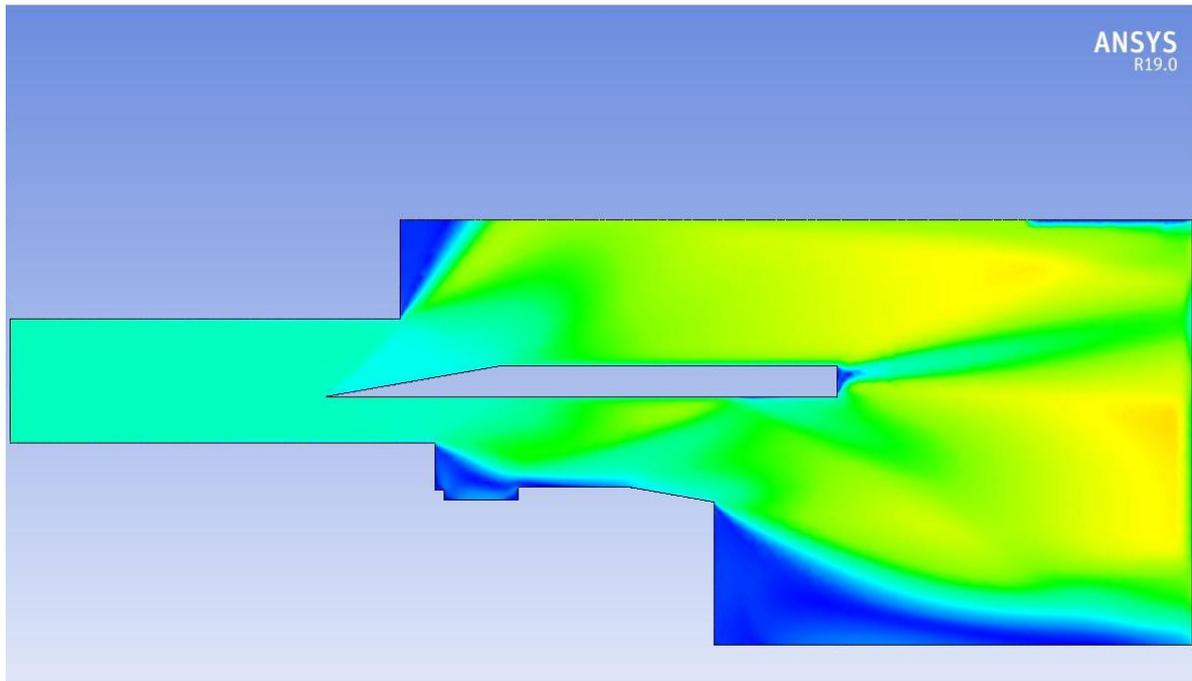
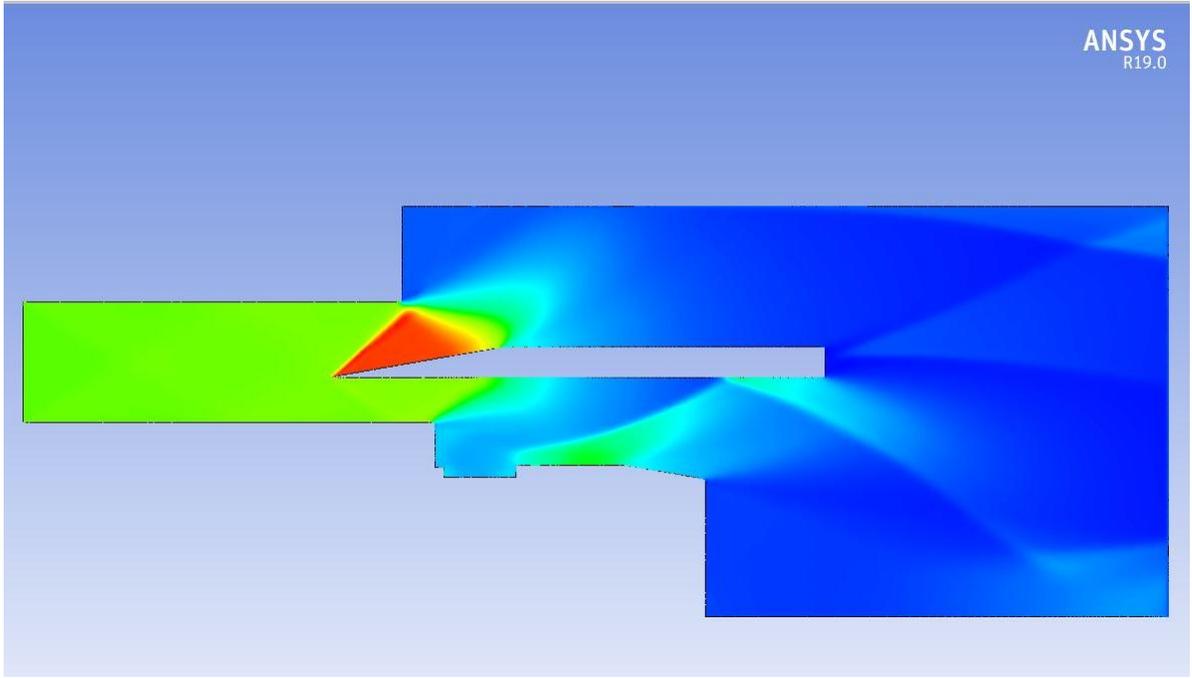
Таблица 3.4 – Граничные условия на выходе из расчетной области

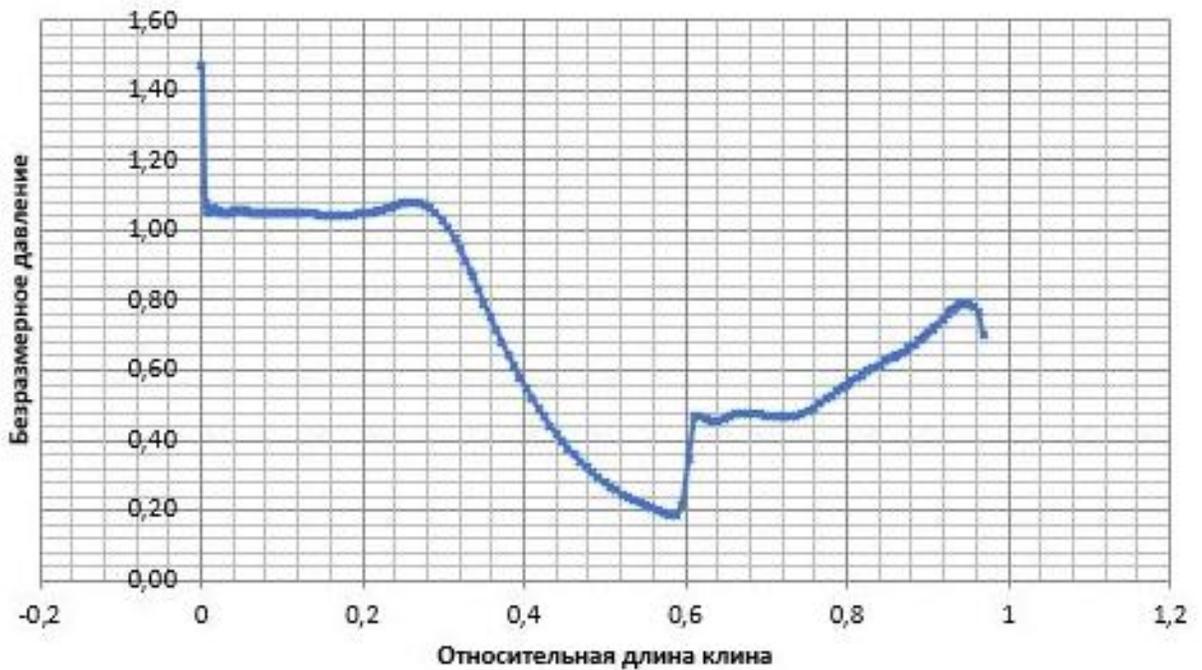
Параметр	Значение
Направление течения	в обе стороны
Режим течения	дозвуковое
Относительное давление	1 атм.
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	273 К

В ходе численных исследований были выполнены газодинамические и прочностные расчёты всех 5 отсечных клиньев, в которых менялись следующие параметры: скорость сверхзвукового потока на входе, температура потока на входе [79]. Температурные нагрузки и нагрузки от действия давления, импортировались из газодинамического расчета.

Качественные картины распределения давления и чисел Маха по длине отсечного клина №0 приведены на рис. 3.8:

На рис. 3.8а видно, что происходит отрыв потока, при этом в зоне понижения давления происходит увеличение скорости сверхзвукового потока. На рис. 3.8в расчётные точки соединены линией для наглядности.



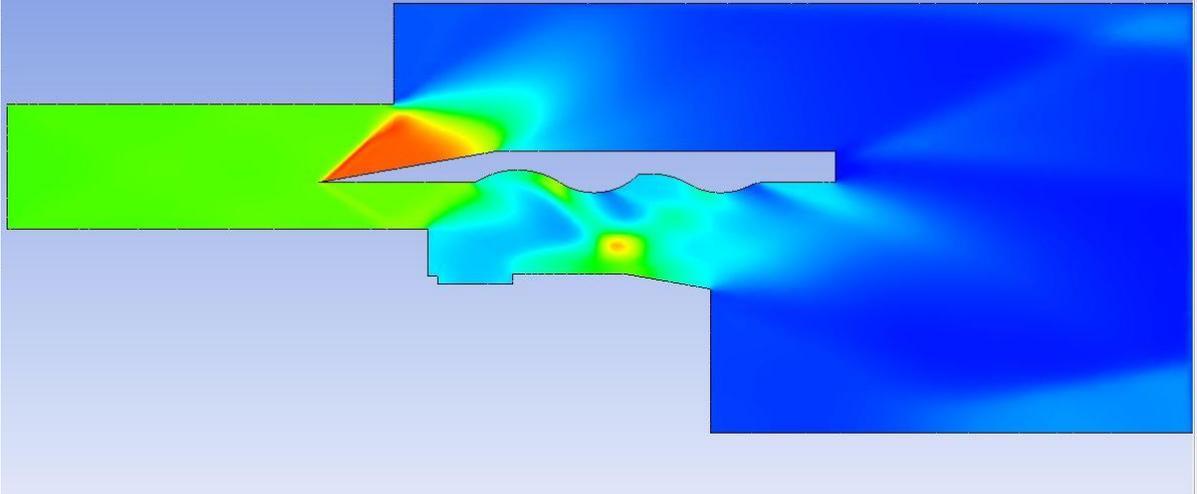


в).

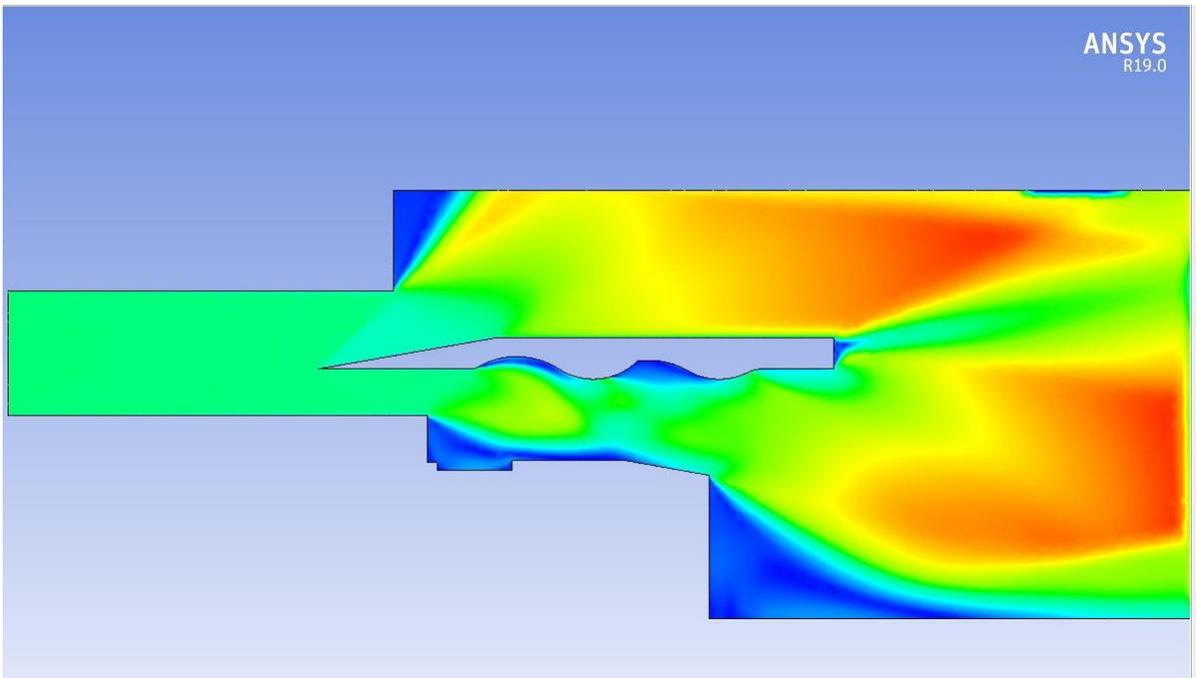
а – качественная картина распределения давления, б – качественная картина изменения чисел Маха, в – распределение давления вдоль стенки отсечного клина
 Рисунок 3.8 – Отсечной клин, имеющий ровный профиль

Качественные картины распределения давления и чисел Маха по длине отсечного клина №4 приведены на рис. 3.9.

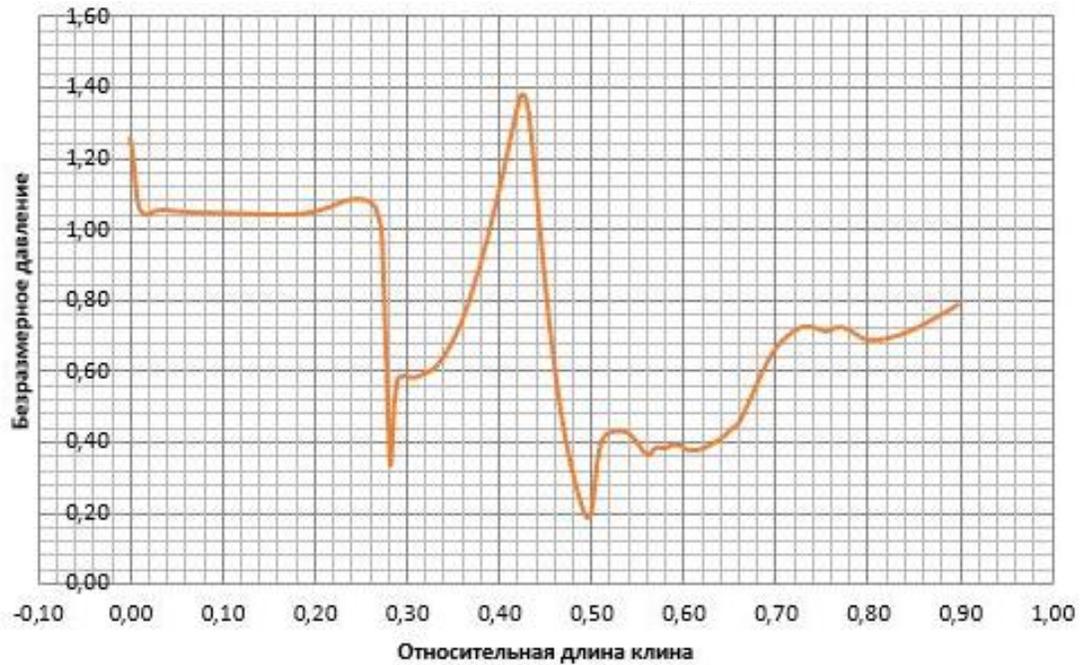
Сравнение результатов численного моделирования, представленных на рис. 3.8 и 3.9 показывает, что деформация стенки центрального тела приводит к значительным изменениям в структуре течения. Происходит смещение газового потока вдоль модельной камеры сгорания и появление локальных зон повышения давления. Из рис. 3.9 видно, что на деформированной поверхности клина №4 происходит скачкообразное увеличение давления.



a).



b).



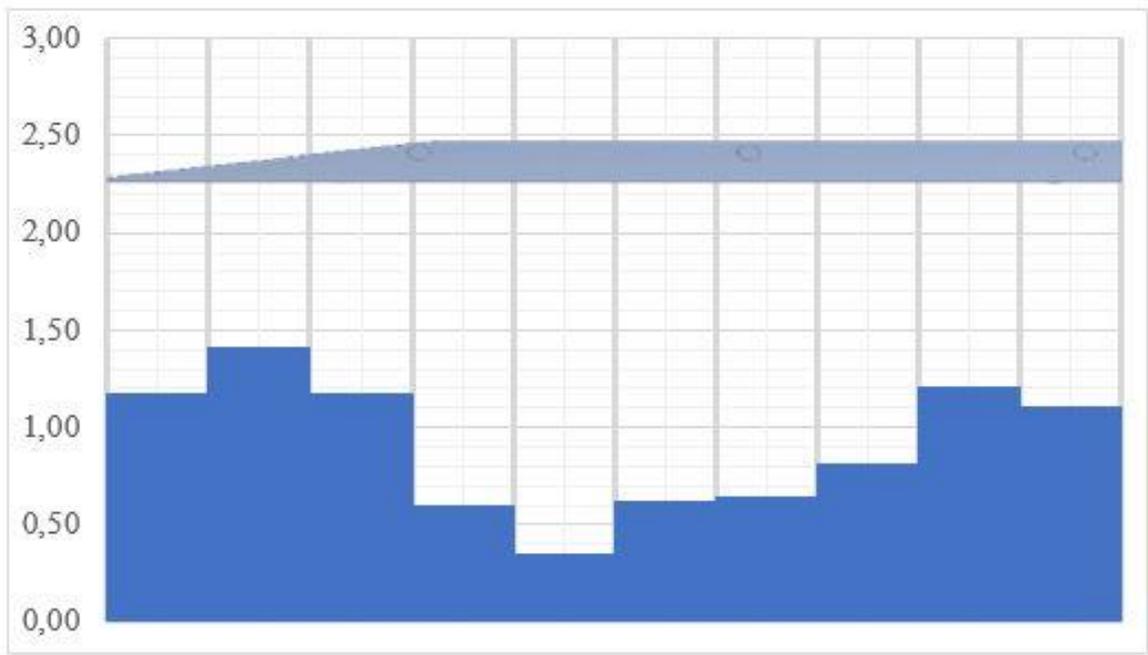
в).

а – качественная картина распределения давления, б – качественная картина изменения чисел

Маха, в – распределение давления вдоль стенки отсечного клина

Рисунок 3.9 – Отсечной клин, имеющий деформированный профиль

Для всех моделей с деформированным центральным телом наблюдается картина аналогичная рис.3.8. Видно, что вследствие изменения геометрии центрального тела приводит к скачкообразному изменению статического давления, при этом возникает новая система нагрузок на поверхности клина (рис. 3.10).



а).



б).

а – отсечной клин №0, б – отсечной клин №4

Рисунок 3.10 – Система нагрузок на отсечные клинья

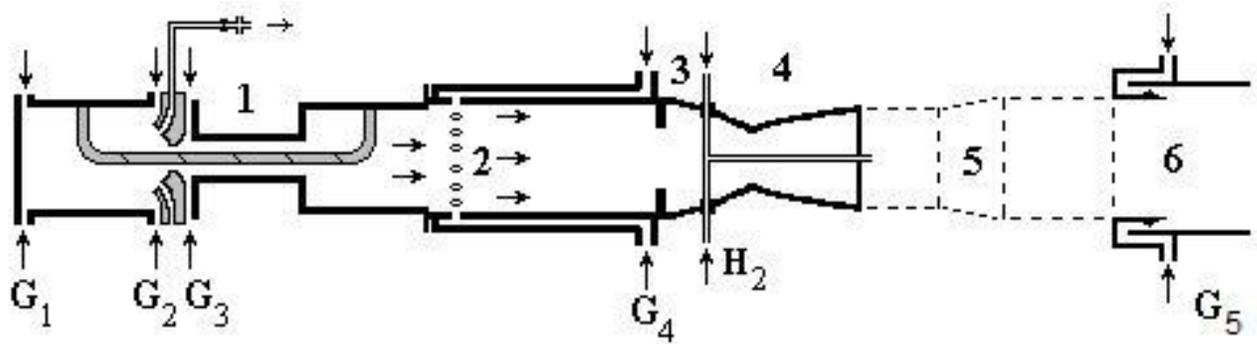
3.2 Экспериментальные исследования влияния деформации корпуса камеры сгорания на структуру сверхзвукового газового потока и верификация расчётных моделей

Экспериментальные исследования проводились на установке кратковременного действия «Стенд сверхзвукового горения» ИТПМ СО РАН в г. Новосибирск (рис. 3.11), в которых автор принимал непосредственное участие. Испытания проводились по двум сценариям: «холодные запуски», «запуски с горением». Указанная установка служит для создания кратковременного сверхзвукового потока газа. Такой поток используется для различных аэродинамических и аэрофизических исследований. Стенд создаёт газовый поток с заданными характеристиками, которые являются сопоставимыми с соответствующими характеристиками рабочего потока в современных аэродинамических трубах. Этот стенд используется для аэродинамических прикладных исследований, при которых требуется соответствующие значения чисел Маха и Рейнольдса [80, 81].



Рисунок 3.11 – Фотография установки «Стенд сверхзвукового горения»

Схема установки «Стенд сверхзвукового горения» приведена на рис. 3.12.



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 3.12 – Фотография установки «Стенд сверхзвукового горения»

Предварительные численные исследования показали, что деформации в камере, в основном, имеют волнообразную структуру. Их численные значения меняются как вдоль камеры, так и в поперечном направлении. Особенность различия структуры деформации вдоль указанных направлений заключается в том, что на величину и характер деформации оказывают существенное влияние поперечные незамкнутые края. В этих местах на деформацию канала накладывается деформация стенок.

Составной частью методики оценки влияния деформации конструкции на газовый поток является формирование базы данных величин деформаций и их геометрических форм. База формируется для продольных и поперечных деформаций.

Для исследования взаимного воздействия деформированной внутренней поверхности и сверхзвукового воздушного потока был изготовлен ряд моделей, представляющих собой по геометрической форме отсечной клин (рис. 3.13). Особенность модели заключается в невозможности выполнить масштабную

модель канала, из-за малых размеров рабочей камеры экспериментального стенда. Фактический масштаб моделей по отношению к реальному размеру камеры составляет примерно 1:100. Поэтому было принято решение в качестве экспериментальной модели выбрать часть реального канала, состоящего из деформированного корпуса, способного взаимодействовать с примыкающим потоком газа. Считается, что газодинамические параметры в невозмущенной части тракта постоянны. Выбор области ограниченных геометрических размеров позволяет проводить экспериментальные исследования реальной конструкции на малогабаритном стенде.

В соответствии с изложенным, экспериментальная модель имеет вид, показанный на рис. 3.13.

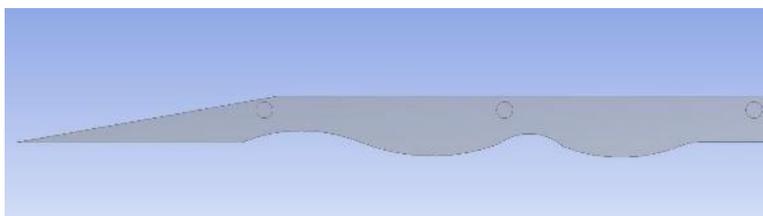


Рисунок 3.13 – Модель экспериментальной модели, выполненной в форме отсечного клина

Модели изготовлены из стали 30ХГСА (рис. 3.14).



Рисунок 3.14 – Отсечные клинья, изготовленные из стали

При проведении экспериментов испытывались модели с волнообразным и плоским профилями. Сравнение их параметров дает возможность выяснить, насколько изменяются характеристики газового потока. Моделируется сверхзвуковое течение продуктов сгорания в камере СПВРД. Геометрическая форма моделей получена на основе численных исследований прочности оболочек СПВРД. Она имеет преимущественно волнообразную структуру, как вдоль камеры, так и в поперечном направлении. Анализ результатов экспериментальных исследований показал существенное влияние формы деформированной поверхности на изменение структуры рабочего процесса и прочности конструкций.

Модель устанавливается в экспериментальную установку с образованием камеры, в которую подводится газовый поток. Схема камеры сгорания с отсечным клином №0 представлена на рис. 3.15. В точках 1–9 измерялось статическое давление на верхней исследуемой стенке канала (распределение давления по длине P_1 - P_9). На входе в камеры сгорания регистрировалось статическое давление $P_{ст}$. В точке 10 – давление за уступом $P_д$. В 11-ой точке – давление P_a на внутренней поверхности камеры сгорания. Величины полного давления определялись в точка 12 – 14.

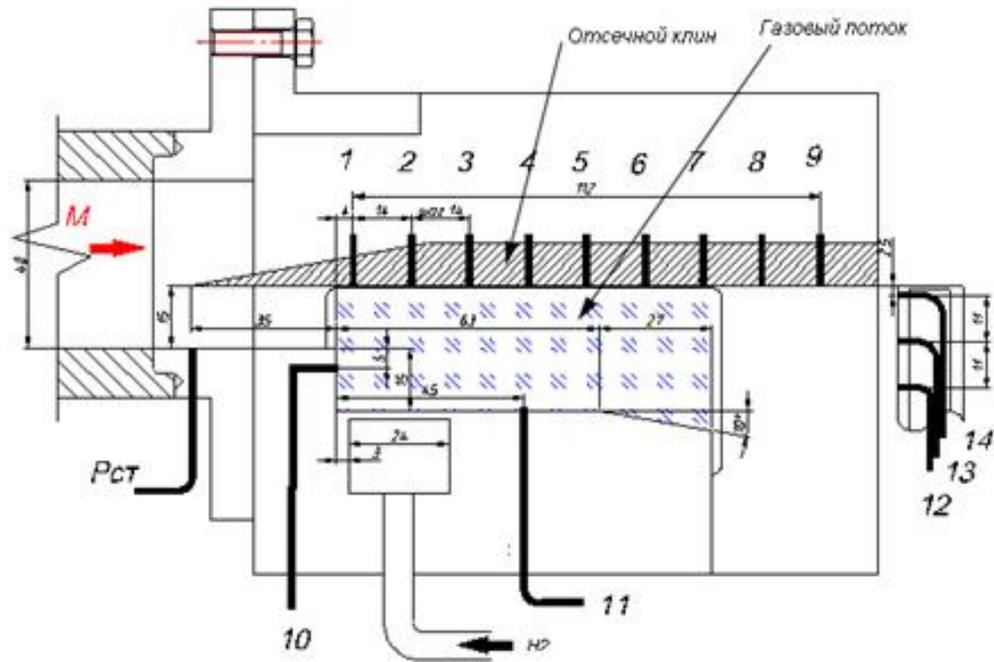


Рисунок 3.15 – Схема модельной камеры сгорания с отсечным клином №0

В данном случае установлена модель с плоской поверхностью для теневой регистрации потоков. Определяются величины давления газового потока и теневая картина структуры потока в камере. При проведении испытаний изучалось влияние деформации поверхности канала на структуру течения при горении за уступом. В качестве топлива использовался водород, подаваемый в малых количествах за уступ. На входе в модельную камеру сгорания создавался поток, соответствующий $M \approx 1.9$. Давление в форкамере принималось за полное давление в потоке ($P^* = P_0$). Зная эти величины, определялось число Маха на входе в модельную камеру сгорания:

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

Главные элементы установки: электродуговой подогреватель мощностью 2 МВт с системой электропитания и управления ЭДП; форкамера; сопловой блок; выхлопная система с эжектором и шахтой шумоглушения; воздушная и топливная системы подачи сред (средства регулирования и измерения

расходов); система автоматического сбора и обработки данных. Структура течения регистрировалась с применением теневой схемы на основе прибора ИАБ-451. Для изучения процесса горения применялась спектрозональная съемка в УФ диапазоне.

Уступ в модельной камере сгорания был спроектирован с целью изучения и организации эффективного процесса горения в высокоскоростном потоке в деформированной модельной камере сгорания.

Во время проведения экспериментов были исследованы 5 отсечных клиньев. Параметры экспериментов представлены в таблице 3.5.

Таблица 3.5 – Параметры проведения экспериментов.

№ эксперимента	Условное обозначение отсечного клина	Относительный расход водорода, $\bar{G} = \frac{G}{G_1}$
1.	Клин №0	1
2.	Клин №1	0,88
3.	Клин №2	1,02
4.	Клин №3	1,02
5.	Клин №4	1,02
6.	Клин №5	1,02
7.	Клин №5 – доп. эксперимент	2,71

3.2.1 Испытания клина №0.

В опытах давление в форкамере устанавливалось $P_0=0.8$ МПа, число Маха было равным $M=1.9$, температура торможения $T_0=300$ К.

На теневых снимках (рис. 3.16) приведены структуры течения: без горения и с горением водорода ($\bar{G}_{H_2}=1$) в зоне отрыва за уступом.



а – без горения, б – с горением

Рисунок 3.16 – Структура течения в модельной камере сгорания

На рис. 3.16а наблюдается система косых скачков уплотнения, спровоцированных кромкой уступа. При подаче водорода за уступ камеры и его горения происходит некоторая перестройка скачков уплотнения (рис. 3.16б). В частности, второй косой скачок, исходящий от поверхности клина, сдвигается вправо, т.е. вдоль по потоку.

Качество горения водорода видно на рис. 3.17. Расход H_2 составляет величину $G_{H_2}=0.085$ г/с.

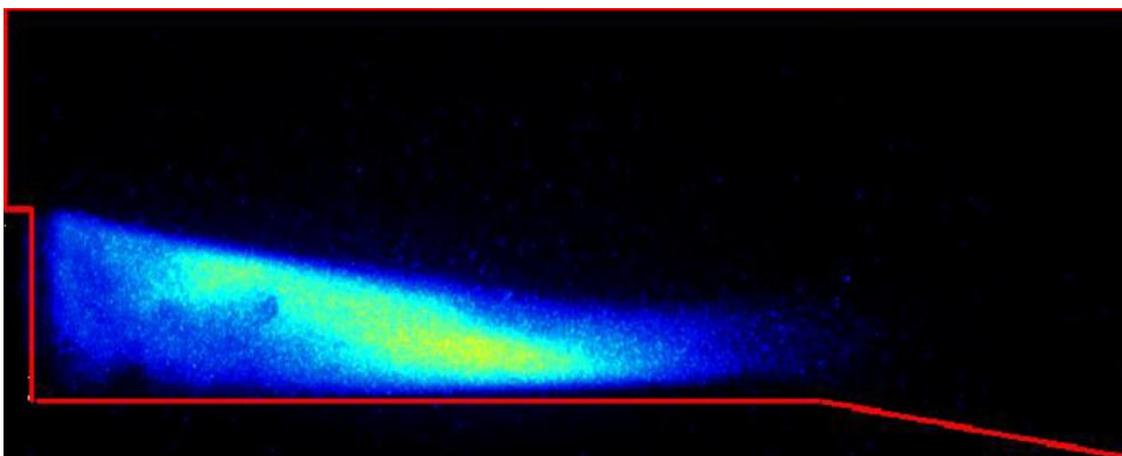


Рисунок 3.17 – Спектрозональная регистрация горения водорода

На рис. 3.18 дано распределение давления вдоль верхней поверхности (согласно рис. 3.15). Линии, связывающие точки в распределении, приведены для наглядности и не являются корректным отображением реального распределения давления вдоль поверхности. Первая точка в распределении – $P_{ст}$ на входе в камеру сгорания.

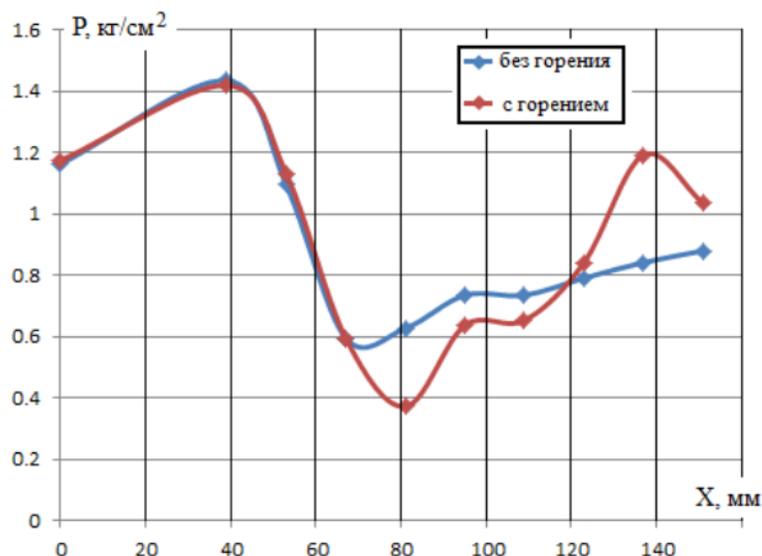


Рисунок 3.18 – Распределение давления вдоль верхней поверхности клина №0
Первая точка P_1 имеет значение выше $P_{ст}$, что вызвано наличием скачка уплотнения, возникающего от кромки клина и распространяющегося внутрь камеры сгорания. Индексы при обозначении давления соответствуют номеру датчика давления.

В потоке без горения места $P_2 - P_3$ замера давления находятся в волнах разрежения от края уступа, при этом вдоль канала происходит ускорение сверхзвукового потока. Место P_4 попадает на начало отрыва потока от верхней стенки камеры сгорания, связанного с отсутствием за модельной камерой сгорания устройств выброса в атмосферу. С мест P_5 и по P_9 идет выравнивание давления с атмосферным на срезе камеры сгорания. Горение малого количества H_2 в отрывной зоне увеличивает ее размеры за уступом, отрыв на верхней стенке сдвигается к выходу из камеры сгорания. В зоне отрыва величина давления P_d возрастает от 0.5 до 0.7 кГ/см², а давление P_B падает с 0.92 до 0.75 кГ/см², т.е. практически выравниваются (рис. 3.19).

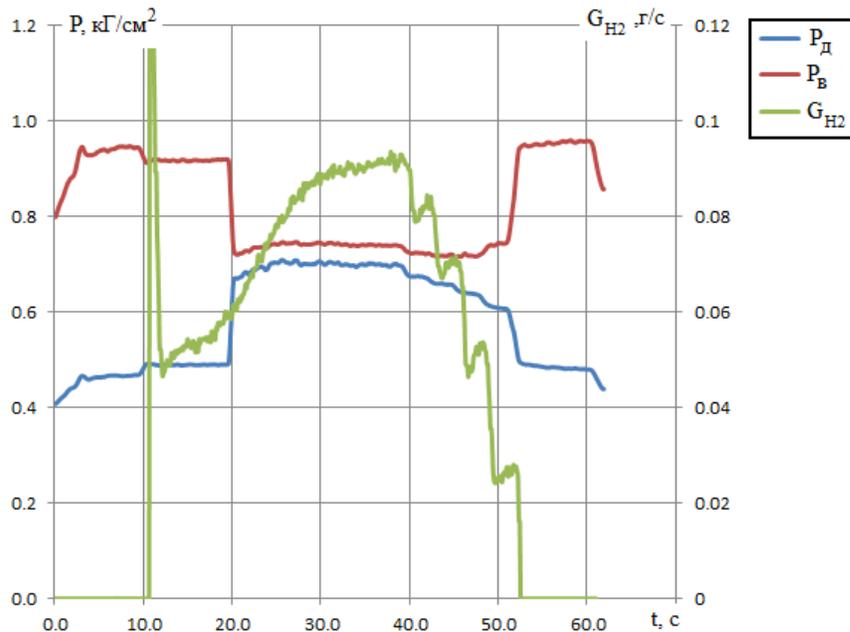


Рисунок 3.19 – Распределение давления за уступом.

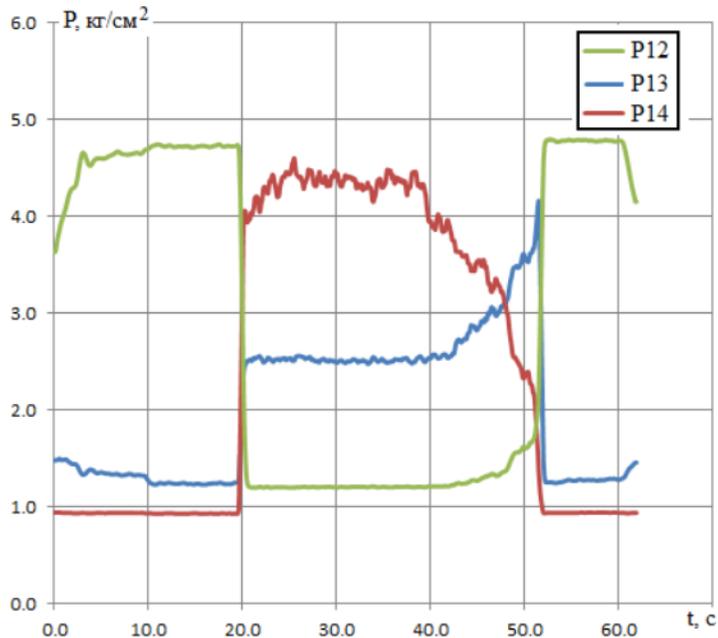


Рисунок 3.20 – Давление на выходе из камеры сгорания.

На рис. 3.20 приведены результаты измерения давления на выходе из канала насадками 12-14 полного давления. При горении увеличение зоны отрыва и повышение давления на нижней стенке разворачивают поток вверх.

3.2.2 Испытания клина №1

Схема камеры сгорания с отсечным клином №1 представлена на рис. 3.21.

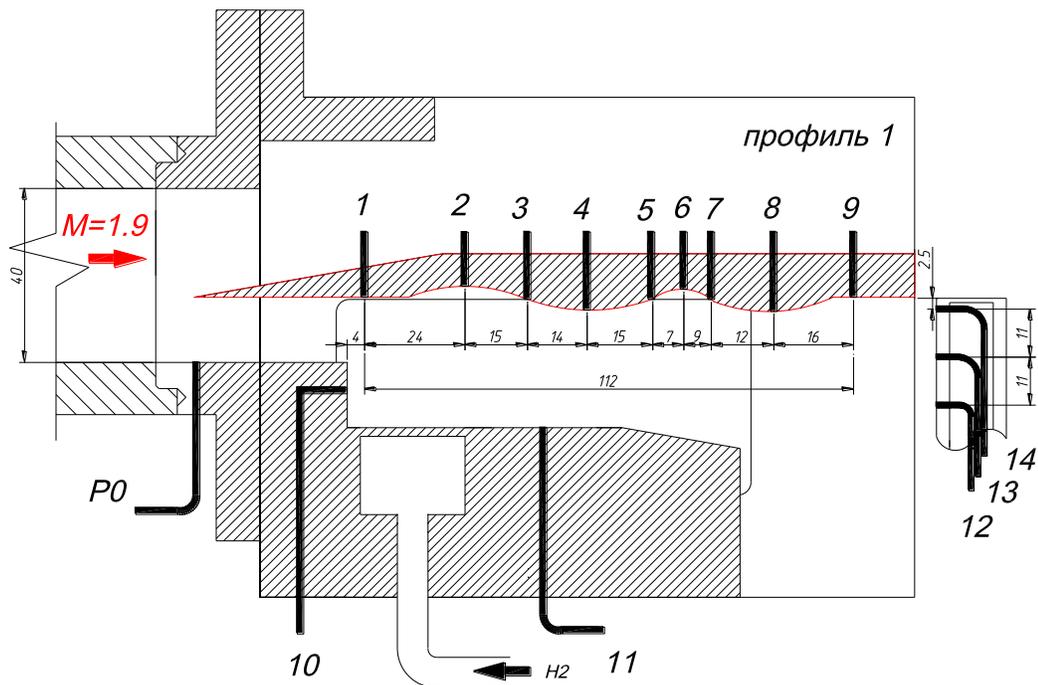
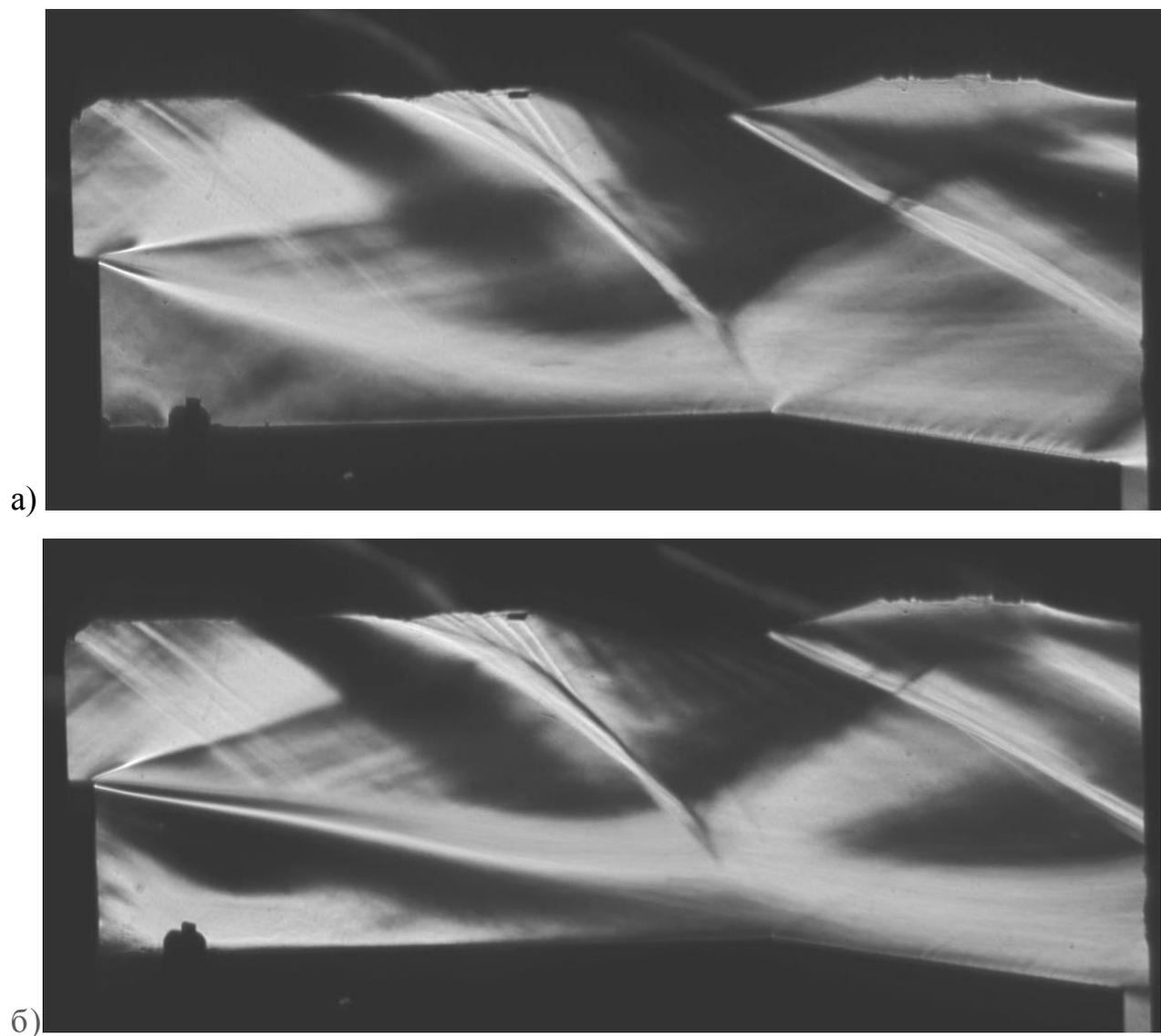


Рисунок 3.21 – Схема модельной камеры сгорания с клином №1.

Давление в форкамере устанавливалось $P_0=0.8$ МПа, число Маха было равным $M=1.9$, температура торможения $T_0=300$ К. На теневых снимках рис. 3.22 приведена структура течения: без горения и с горением водорода ($G_{H_2}=0.075$ г/с) в зоне отрыва за уступом. Течение в модельной камере сгорания отличается от случая плоской верхней поверхности (клин №0) наличием висячего скачка уплотнения. Горение водорода не приводит к значительному изменению структуры течения на начальном участке. Размеры отрывной зоны увеличиваются, и точка присоединения смещается в область расширения камеры сгорания (рис. 3.22б).



а – без горения, б – с горением

Рисунок 3.22 – Структура течения в модельной камере сгорания

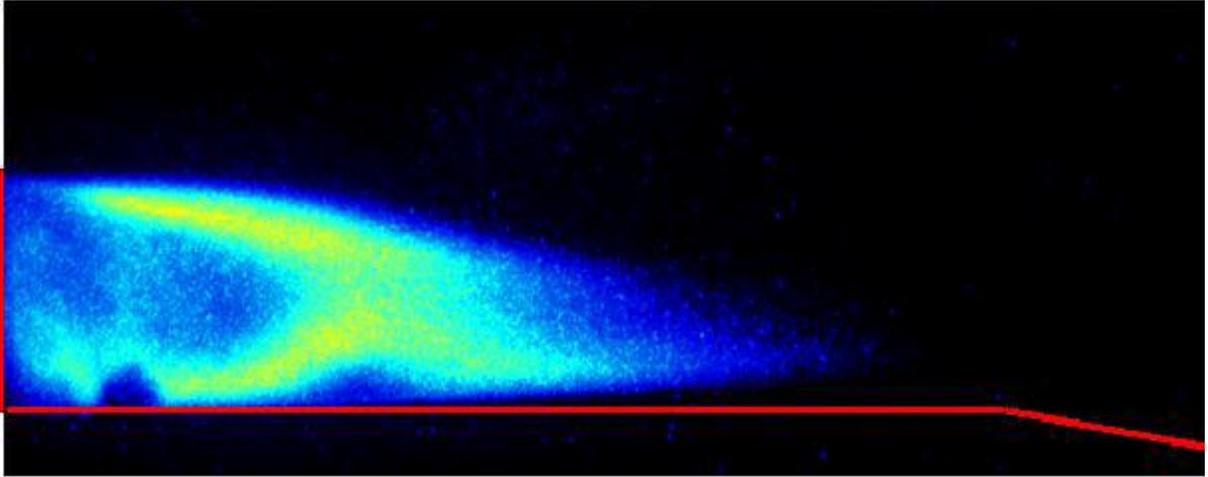


Рисунок 3.23 – Спектрозональная регистрация горения водорода

На рис. 3.23 показано горение H_2 в отрывной зоне за уступом ($G_{H_2}=0.075$ г/с). Форма пламени несколько отлична от предыдущего случая (клин №0), что вызвано влиянием висячего скачка уплотнения.

Распределение давления вдоль камеры сгорания дано на рис. 3.24. Статическое давление $P_{ст}$ и давление P_1 в первом месте сохраняют значения как для случая «клин №0». Резкое увеличение показаний датчика в месте P_3 вызвано наличием висячего скачка.

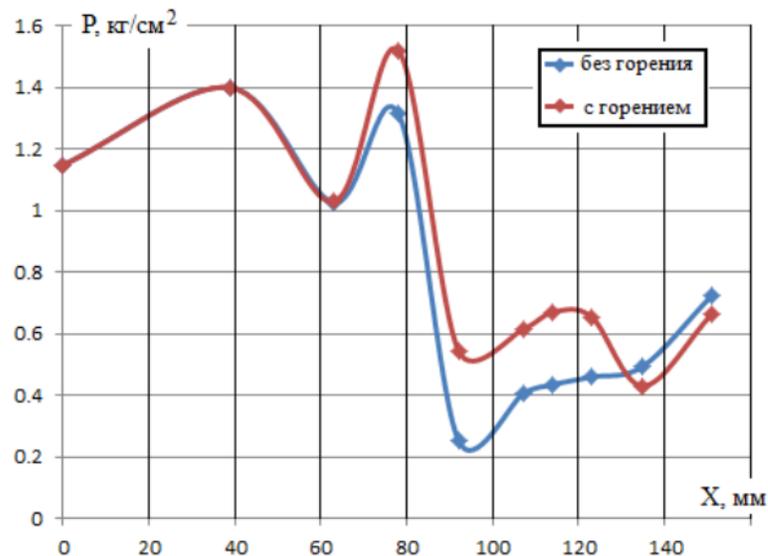


Рисунок 3.24 – Распределение давления вдоль верхней поверхности клина №1

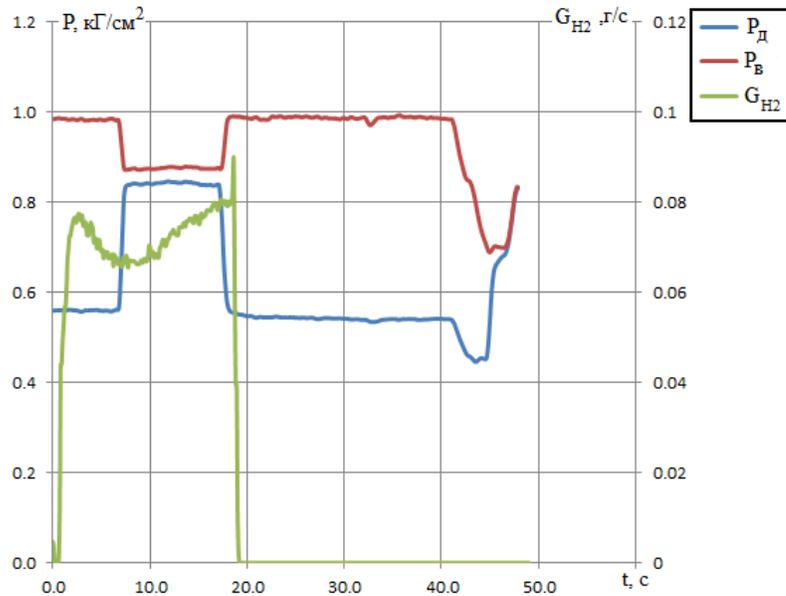


Рисунок 3.25 – Распределение давления за уступом.

Процесс горения в отрывной зоне водорода приводит к росту давления практически по всей верхней поверхности. В зоне отрыва величина давления P_d возрастает от 0.55 до 0.85 кг/см², а P_b – падает с 0.98 до 0.88 кг/см² (рис. 3.25).

На рис. 3.26 приведены измерения давления на выходе из канала насадками полного давления. При горении на выходе из камеры сгорания устанавливается давление равное атмосферному.

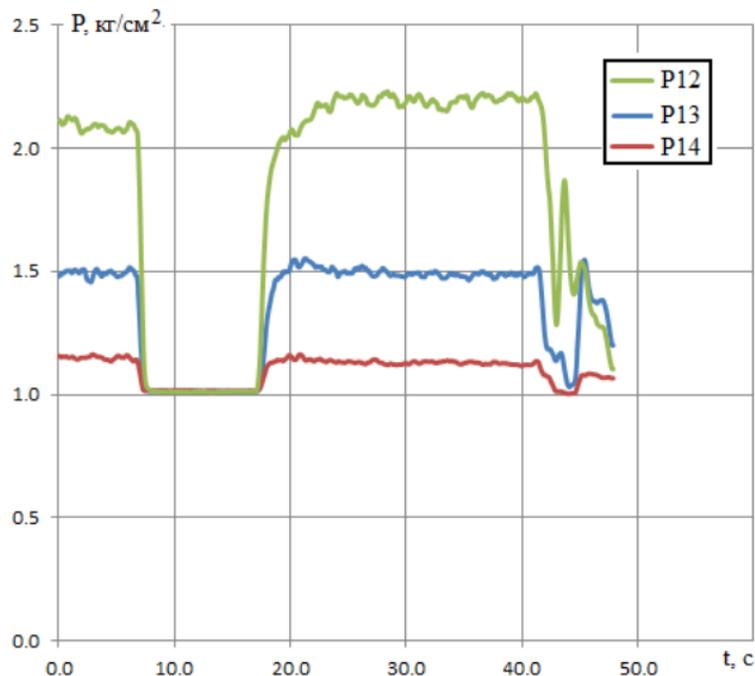


Рисунок 3.26 – Давление на выходе из камеры сгорания.

3.2.3 Испытания клина №2.

Схема камеры сгорания с клином №2 представлена на рис. 3.27.

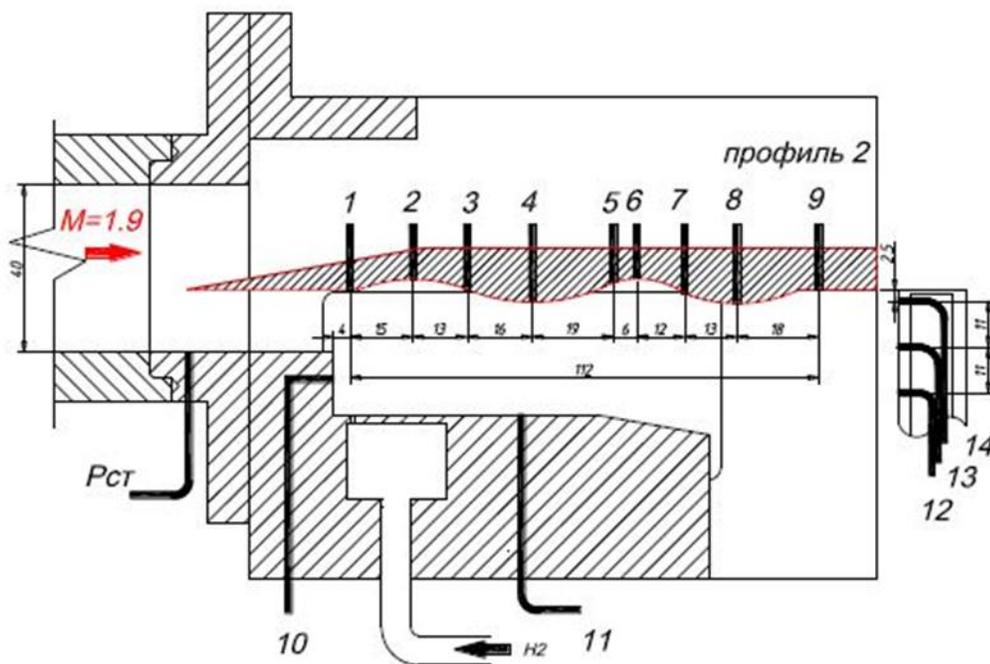
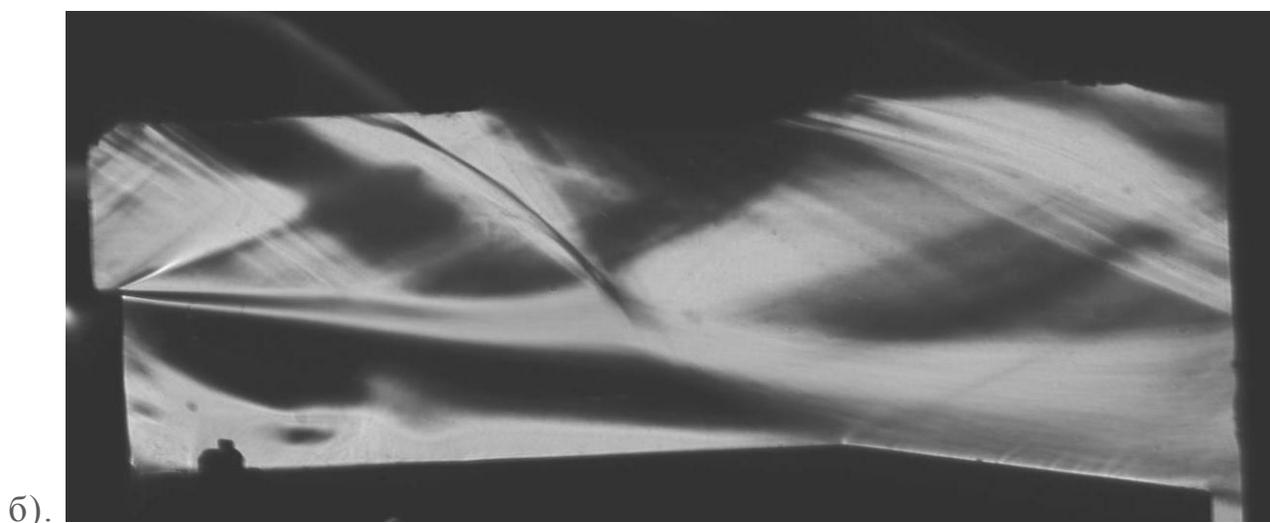


Рисунок 3.27 – Схема модельной камеры сгорания с клином №2.

Давление в форкамере устанавливалось $P_0=0.8$ МПа, число Маха было равным $M=1.9$, температура торможения $T_0=300$ К. На теневых снимках рис. 3.28 приведена структура течения: без горения и с горением водорода ($G_{H_2}=0.087$ г/с) в зоне отрыва за уступом. Также, как и для случая «клин №1» присутствует висячий скачок, но при этом зона отрыва за уступом имеет больший размер. На рис. 3.29 представлены результаты спектрозональной регистрации. Форма пламени незначительно отличается от предыдущего случая (клин №1). Присутствует увеличение зоны отрыва газового потока.



а – без горения, б – с горением

Рисунок 3.28 – Структура течения в модельной камере сгорания

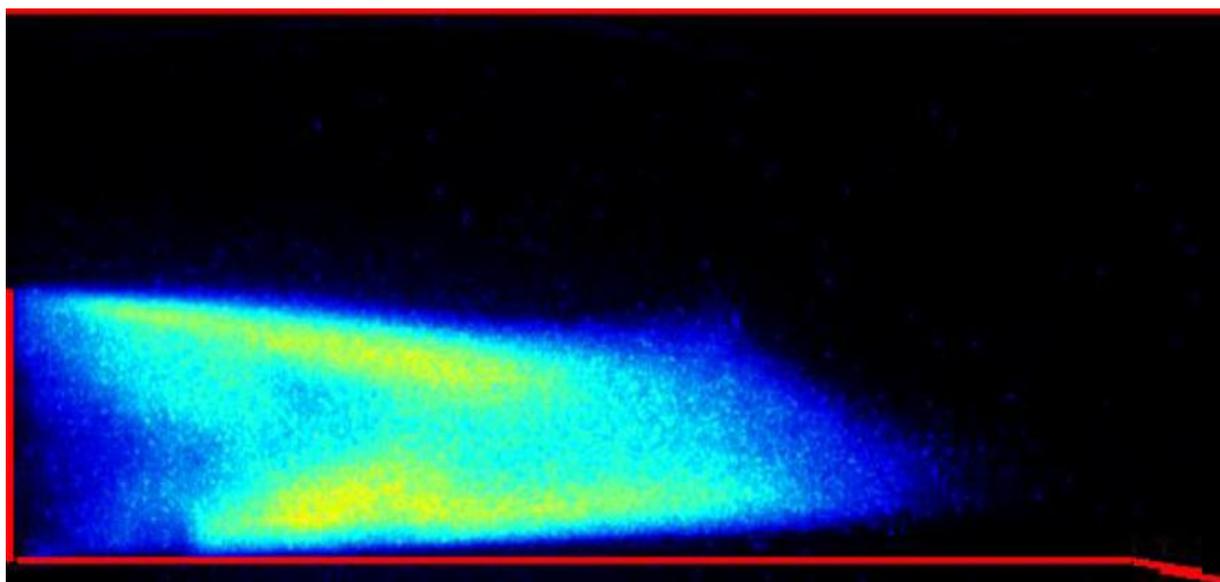


Рисунок 3.29 – Спектрозональная регистрация горения водорода

Распределение давления вдоль камеры сгорания дано на рис. 3.30. Давление P_1 в первом месте несколько ниже, чем в предыдущих случаях. При горении также наблюдается рост давления на верхней поверхности. Характер изменения подобен предыдущему клину.

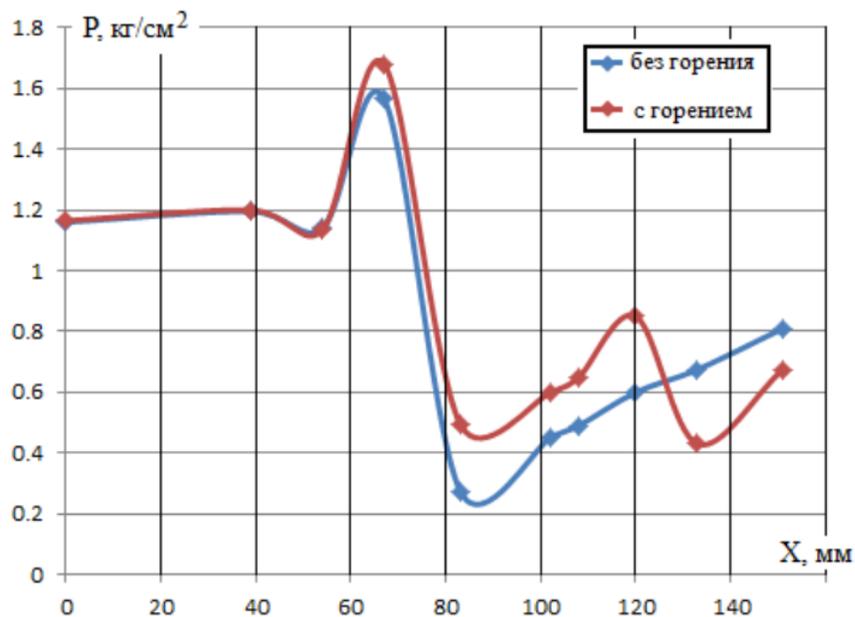


Рисунок 3.30 – Распределение давления вдоль верхней поверхности клина №2

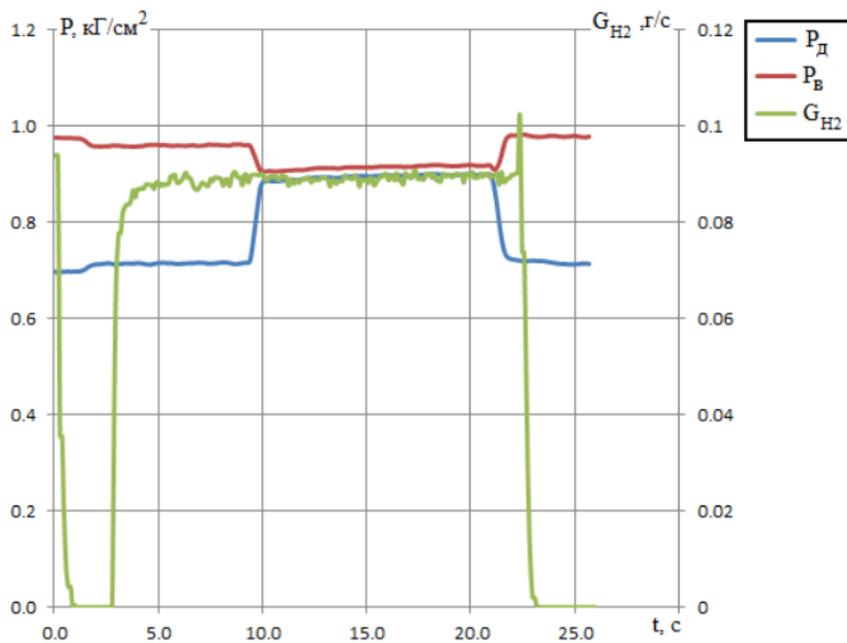


Рисунок 3.31 – Распределение давления за уступом.

В зоне отрыва величина давления P_d возрастает от 0.71 до 0.89 кг/см², а давление P_v изменяется не сильно с 0.96 до 0.91 кг/см² (рис. 3.31). Необходимо отметить, что уровень давления P_d без горения более высокий, чем для предыдущих клиньев. Основным отличием течения в камере сгорания с данной конфигурацией верхней поверхности от предыдущих случаев является увеличенная протяженность зоны отрыва с высоким уровнем давления за уступом. При горении точка присоединения смещается в расширяющуюся часть камеры сгорания.

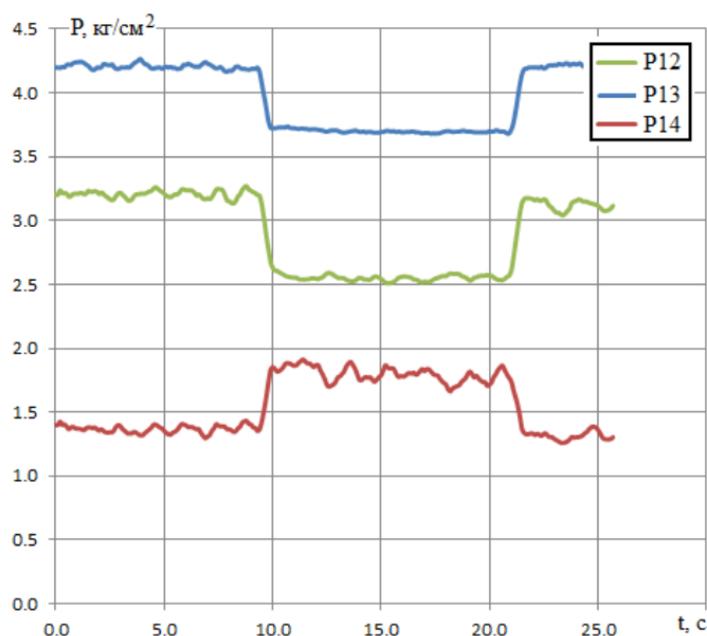


Рисунок 3.32 – Давление на выходе из камеры сгорания.

На рис. 3.32 приведены измерения давления на выходе из канала насадками полного давления. При организации горения на выходе из камеры сгорания характер течения не меняется.

3.2.4 Испытания клина №3.

Схема камеры сгорания с отсечным клином №3 представлена на рис. 3.33. Давление в форкамере устанавливалось $P_0=0.8$ МПа, число Маха было равным $M=1.9$, температура торможения $T_0=300$ К.

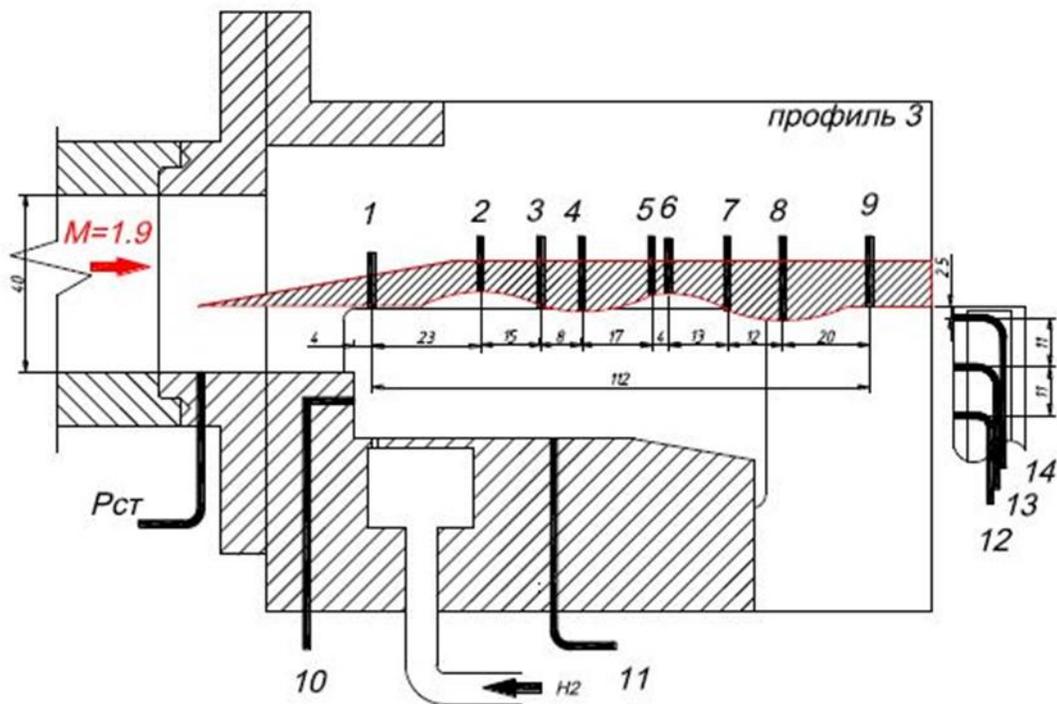
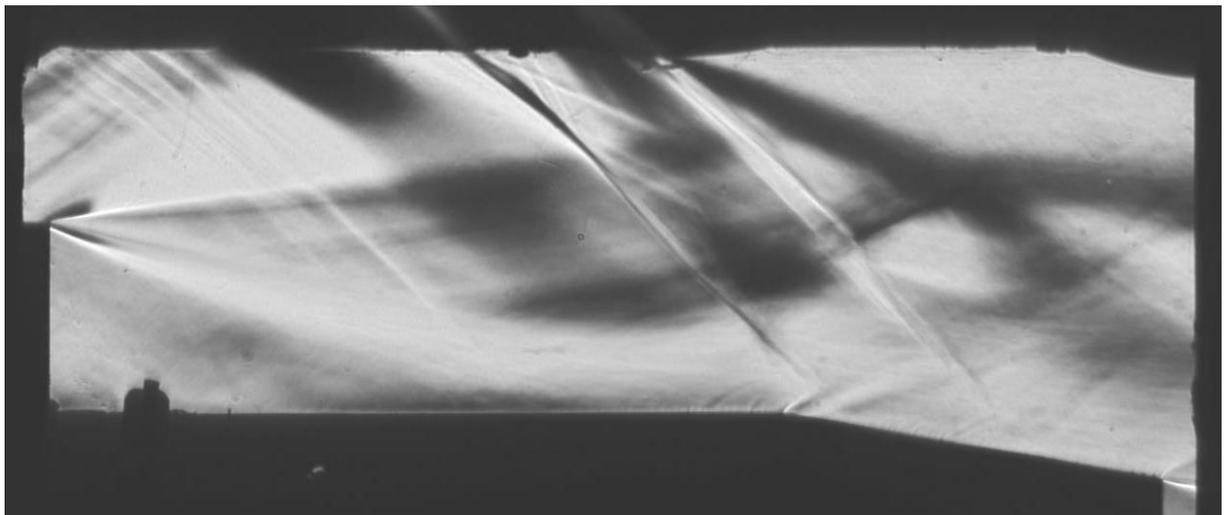
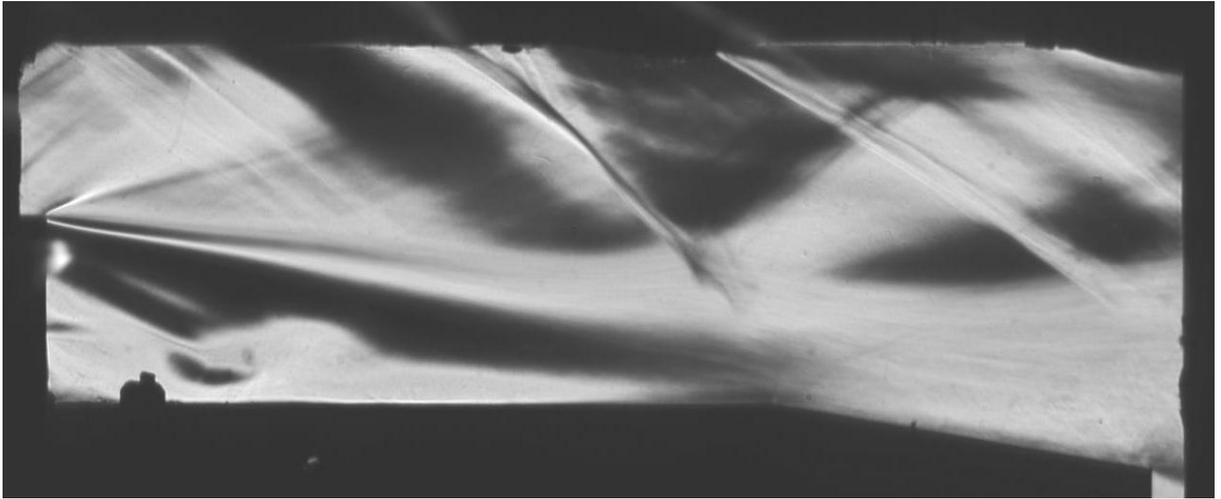


Рисунок. 3.33 – Схема модельной камеры сгорания с клином №3.

На теневых снимках рис. 3.34 приведена структура течения: без горения и с горением водорода ($G_{H_2}=0.087$ г/с) в зоне отрыва за уступом. Присутствует висячий скачок, расположенный ниже по потоку, чем в случае с клиньями №1 и №2. На рис. 3.35 представлены результаты спектрозональной регистрации ($G_{H_2}=0.1$ г/с). Форма пламени такая же, как в предыдущем случае (клин №2).



а).



б).

а – без горения, б – с горением

Рисунок 3.34 – Структура течения в модельной камере сгорания

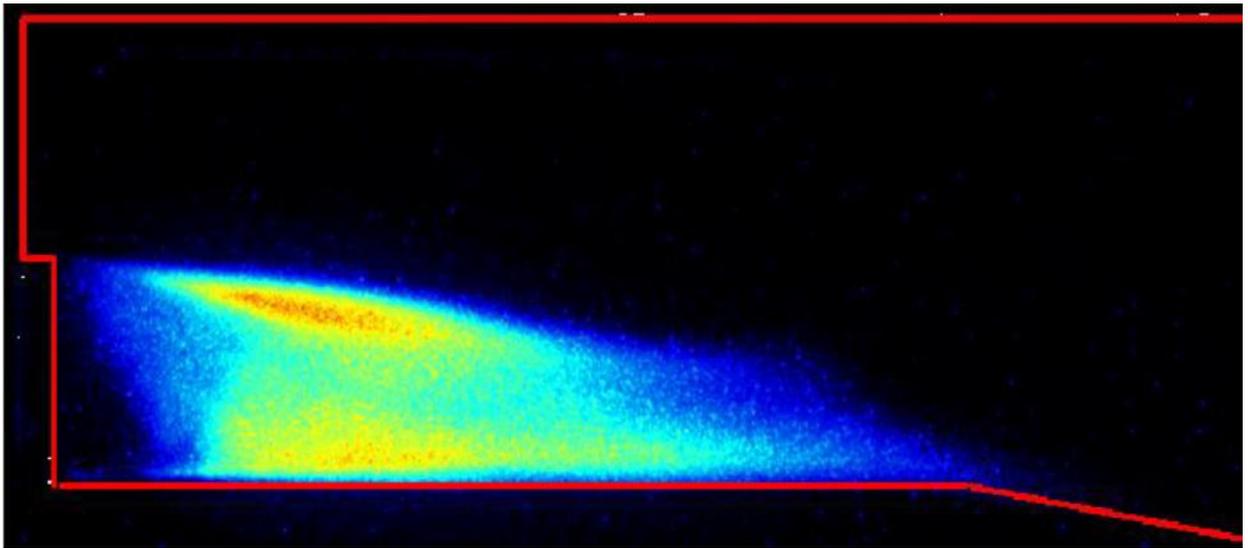


Рисунок 3.35 – Спектрозональная регистрация горения водорода

Распределение давления вдоль камеры сгорания дано на рис. 3.36. Давление $P_{ст}$ и давление P_1 в первом месте такие же, как для клиньев №0 и №1. При горении наблюдается изменение давления на верхней поверхности, в некоторых точках происходит снижение его значения.

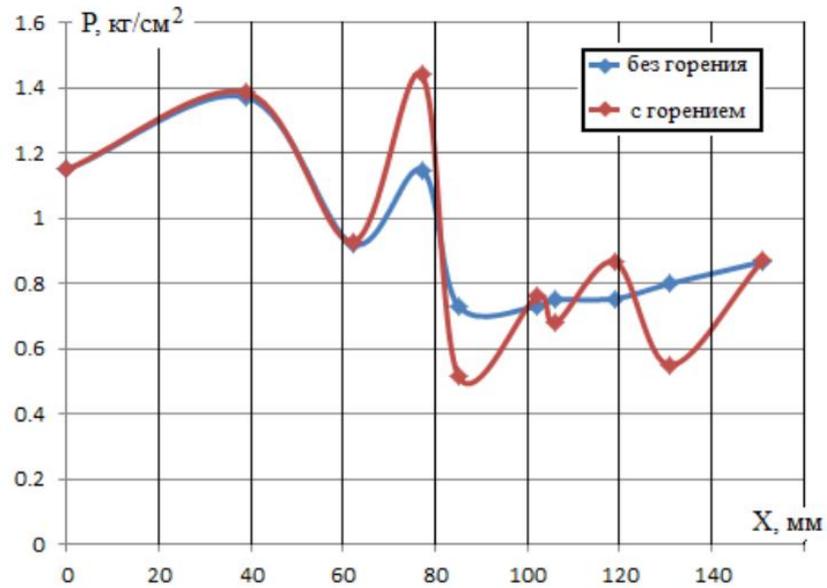


Рисунок 3.36 – Распределение давления вдоль верхней поверхности клина №3

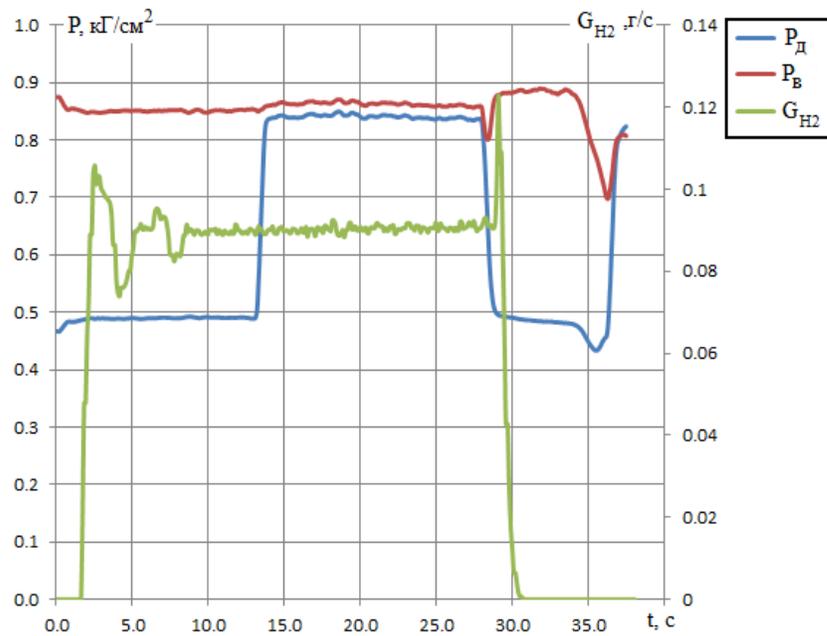


Рисунок 3.37 – Распределение давления за уступом.

В зоне отрыва давление P_d возрастает от 0.48 до 0.84 kg/cm^2 , а давление P_v практически не изменяется (рис. 3.37).

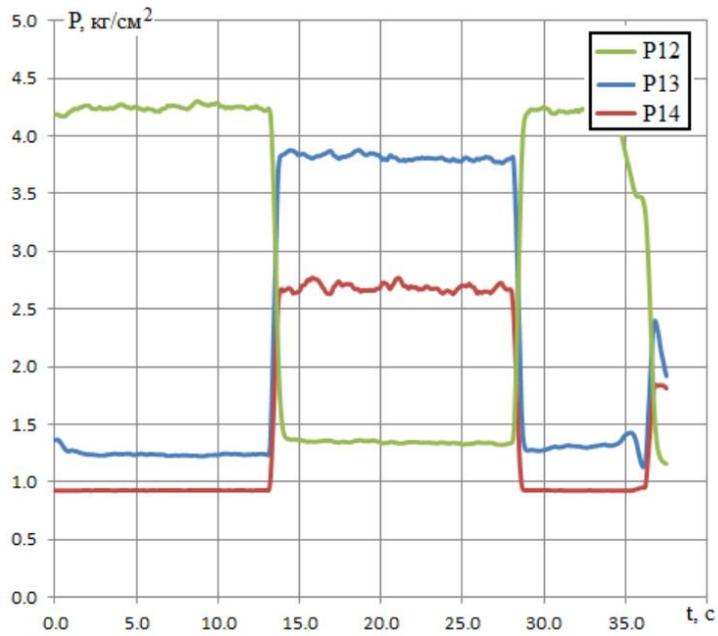


Рисунок 3.38 – Давление на выходе из камеры сгорания.

Из графиков, изображенных на рис. 3.38 следует, что поток за счет горения разворачивается вверх.

3.2.5 Испытания клина №4.

Схема модельной камеры сгорания с отсечным клином №4 представлена на рис. 3.39. Давление в форкамере устанавливалось $P_0=0.8$ МПа, число Маха было равным $M=1.9$, температура торможения $T_0=300$ К.

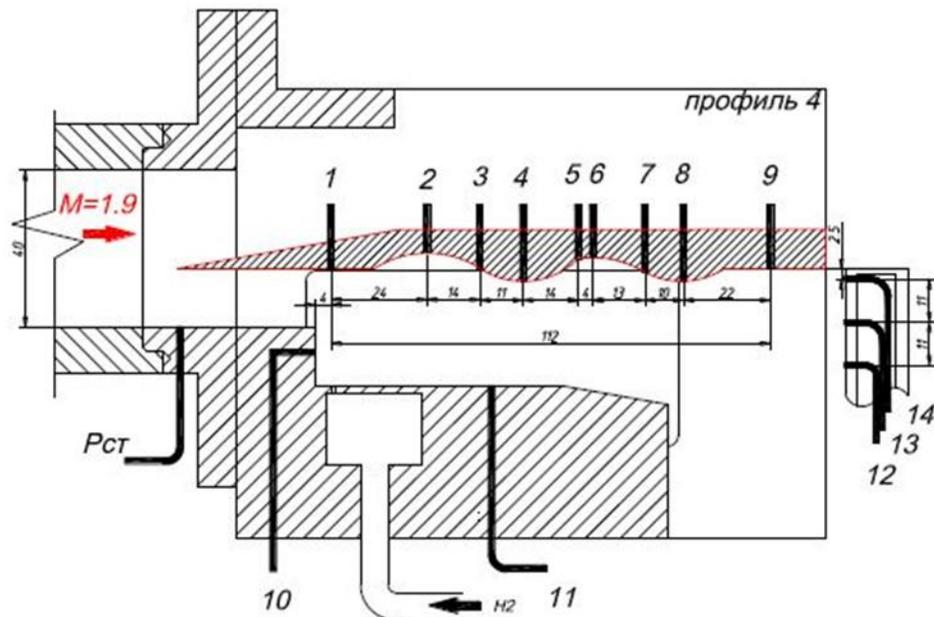


Рисунок 3.39 – Схема модельной камеры сгорания с клином №4.

На теневых снимках рис. 3.40 приведены структуры течения: без горения и с горением водорода ($G_{H_2}=0.087$ г/с) в зоне отрыва за уступом. Имеется висячий скачок. При горении скачок смещается вверх по потоку, а отрывная зона за уступом увеличивается. Точка присоединения смещается в область расширения канала.



а – без горения, б – с горением
Рисунок 3.40 – Структура течения в модельной камере сгорания

На рис. 3.41 представлены результаты спектрозональной регистрации. Форма пламени такая же, как в предыдущих случаях (клинья №2 и №3).

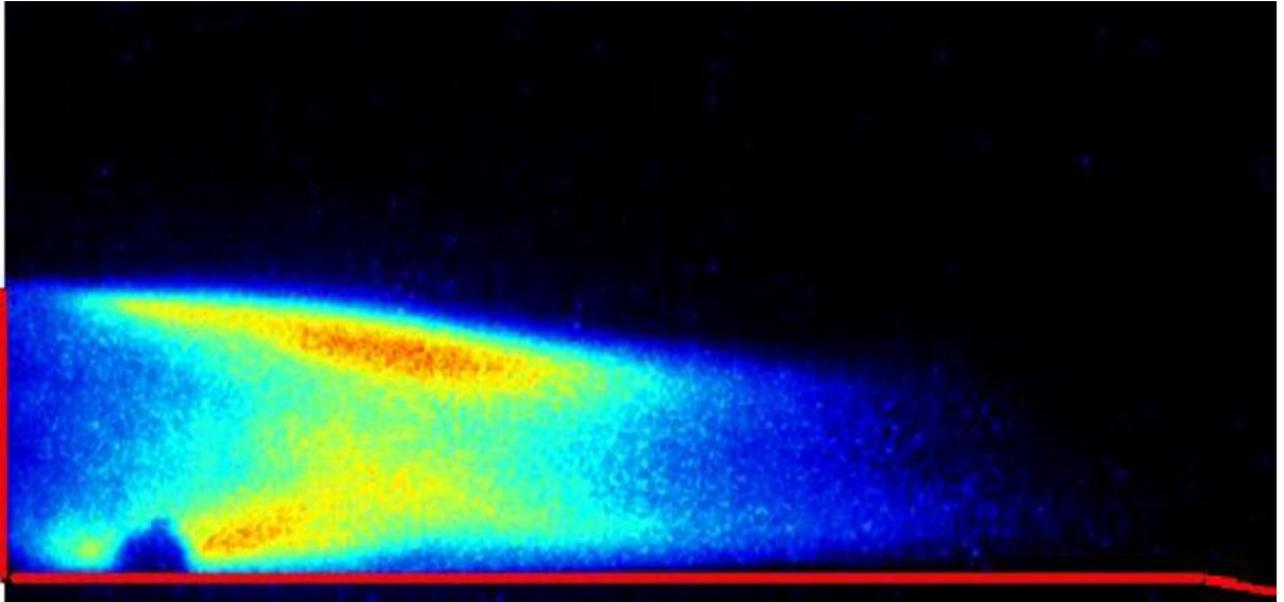


Рисунок 3.41 – Спектрозональная регистрация горения водорода

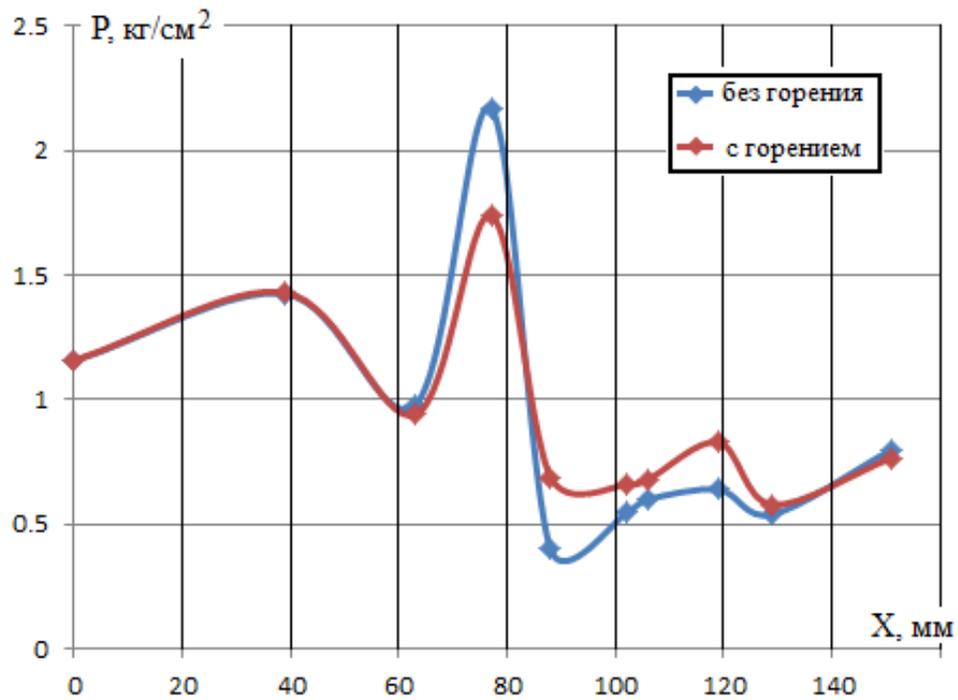


Рисунок 3.42 – Распределение давления вдоль верхней поверхности клина №4

Распределение давления вдоль камеры сгорания дано на рис. 3.42. Давление $P_{ст}$ и давление P_1 в первом месте такие же, как для клиньев №0 и №1. Снижение значения давления P_3 при горении связано со смещением висячего скачка уплотнения.

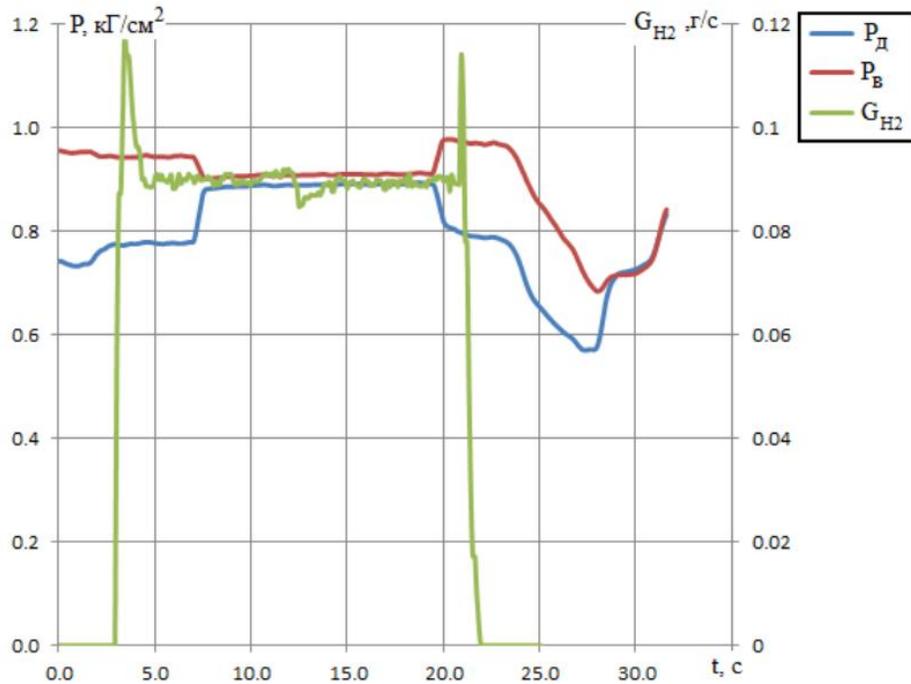


Рисунок 3.43 – Распределение давления за уступом.

В зоне отрыва P_d возрастает от 0.78 до 0.9 кг/см^2 , а величина давления P_b практически не изменяется с 0.95 до 0.91 кг/см^2 (рис.3.43). Уровень P_d без горения высокий, как в случае с клином №2.

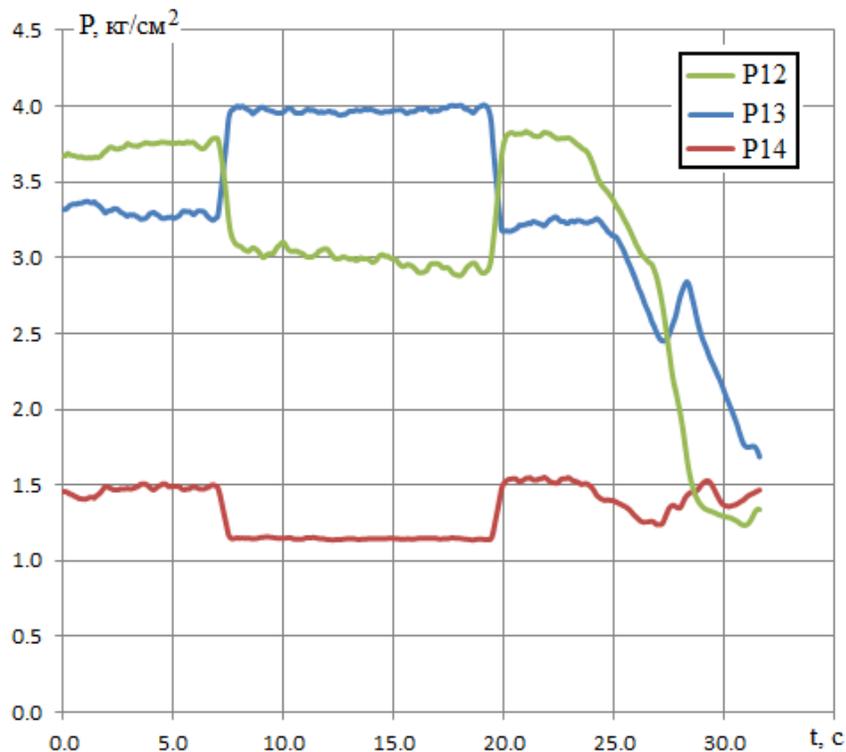


Рисунок 3.44 – Давление на выходе из камеры сгорания.

3.2.6 Испытания клина №5.

Схема модельной камеры сгорания с отсечным клином №5 представлена на рис. 3.45. Давление в форкамере устанавливалось $P_0=0.8$ МПа, число Маха было равным $M=1.9$, температура торможения $T_0=300$ К.

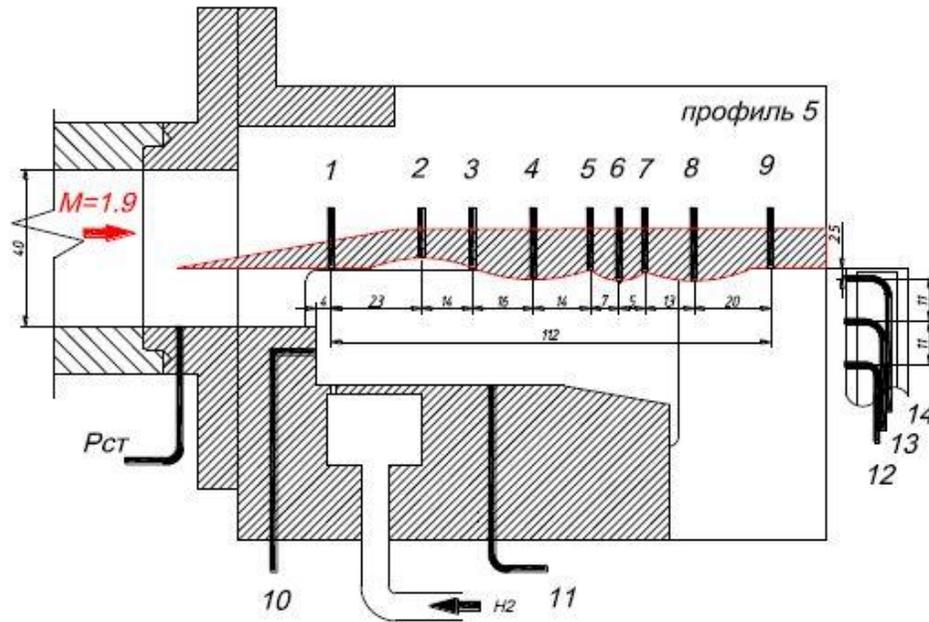


Рисунок 3.45 – Схема модельной камеры сгорания с клином №5.

На теневых снимках рис. 3.46 приведена структура течения: без горения и с горением водорода ($G_{H_2}=0.087$ г/с) в зоне отрыва за уступом. Присутствует висячий скачок. При горении отрывная зона за уступом увеличивается, и точка присоединения смещается в область расширения канала.



а – без горения, б – с горением

Рисунок 3.46 – Структура течения в модельной камере сгорания

На рис. 3.47 представлены результаты спектральной регистрации горения водорода. Форма пламени ближе к случаю клина №0.

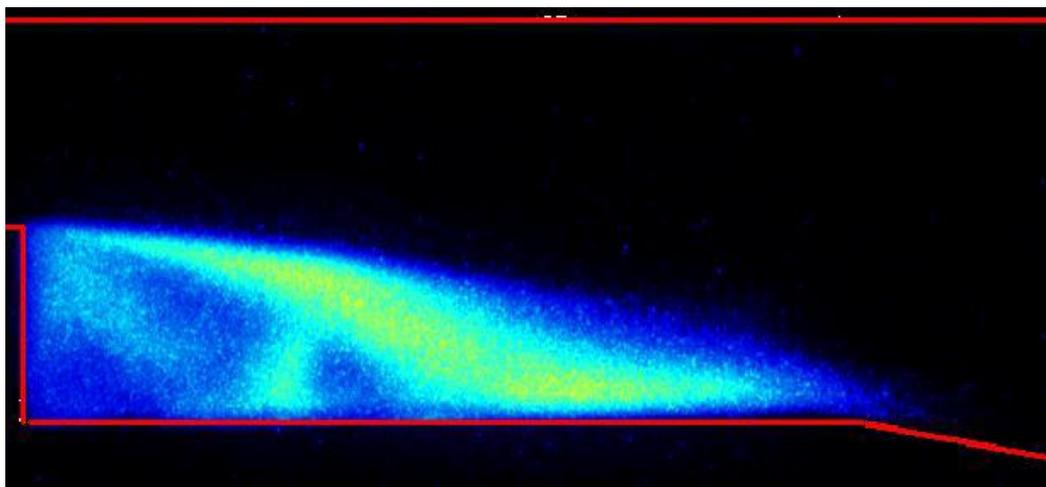


Рисунок 3.47 – Спектральная регистрация горения водорода

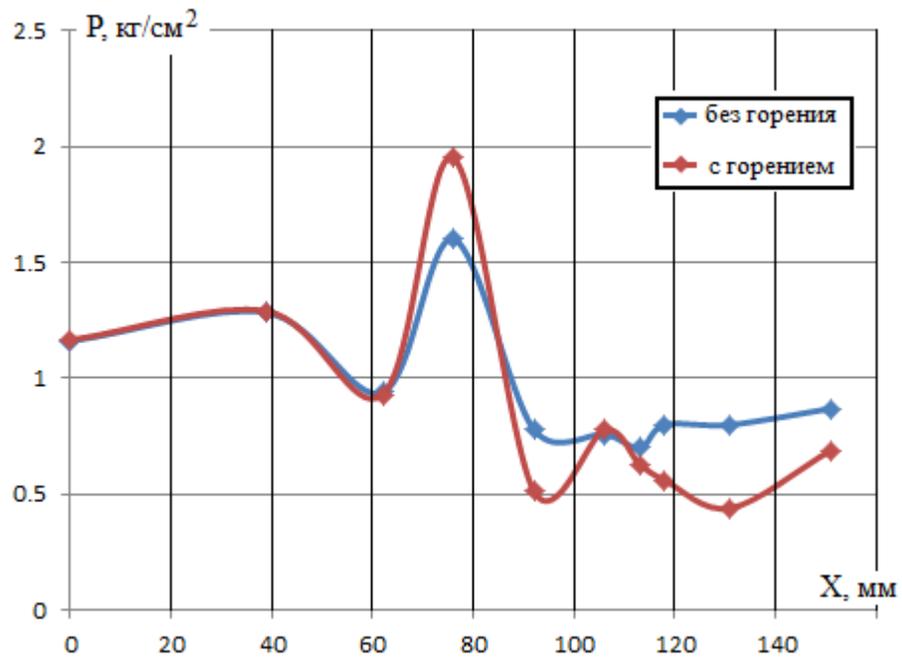


Рисунок 3.48 – Распределение давления вдоль верхней поверхности клина №5

Распределение давления вдоль камеры сгорания дано на рис. 3.48. Давление $P_{ст}$ и давление P_1 в первом месте схожи со случаями клина №2. При горении в одних точках наблюдается рост, а в других падение давления.

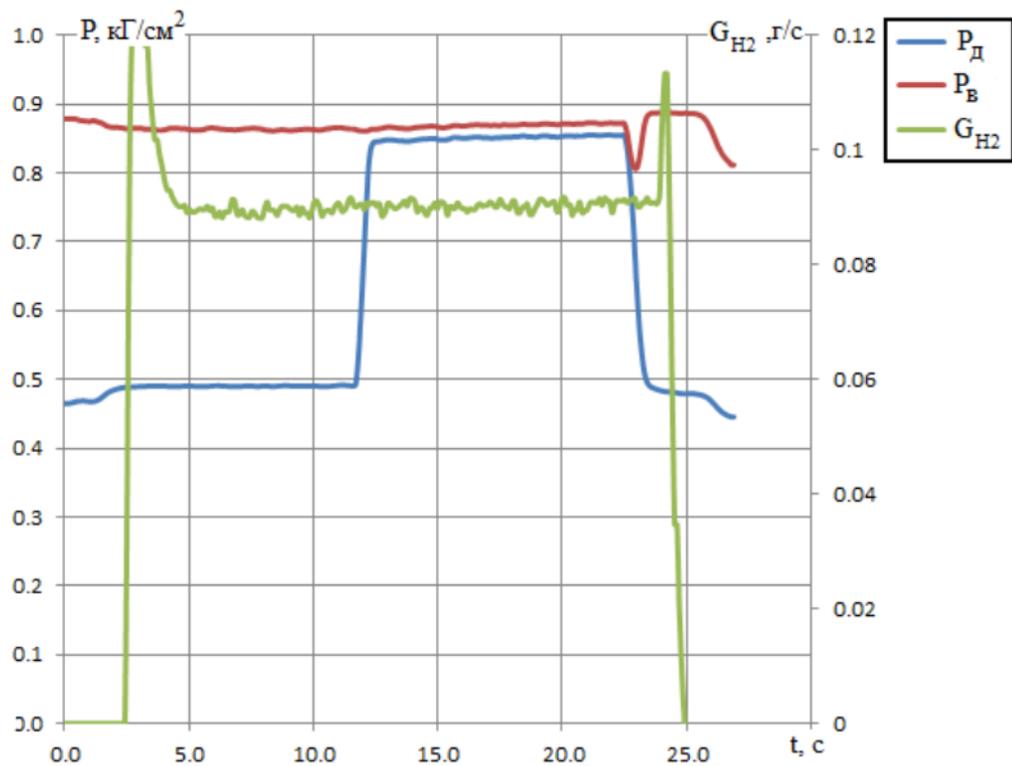


Рисунок 3.49 – Распределение давления за уступом.

Как видно из рис. 3.49 в зоне отрыва давление P_d возрастает от 0.49 до 0.87 кГ/см², а величина давления P_v практически не изменяется с 0.086 до 0.87 кГ/см².

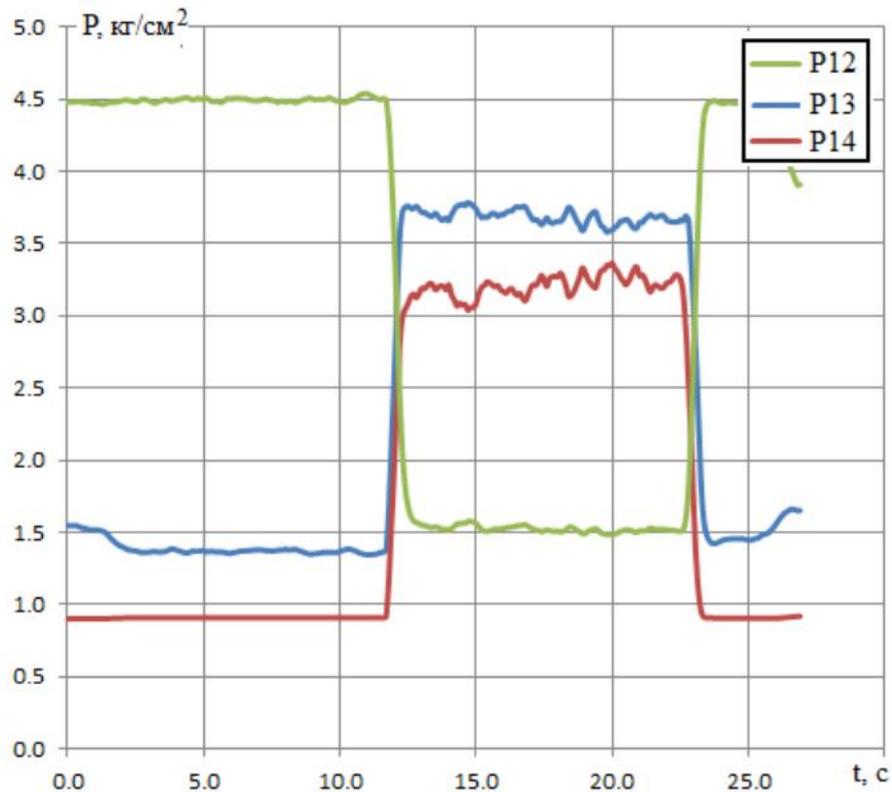
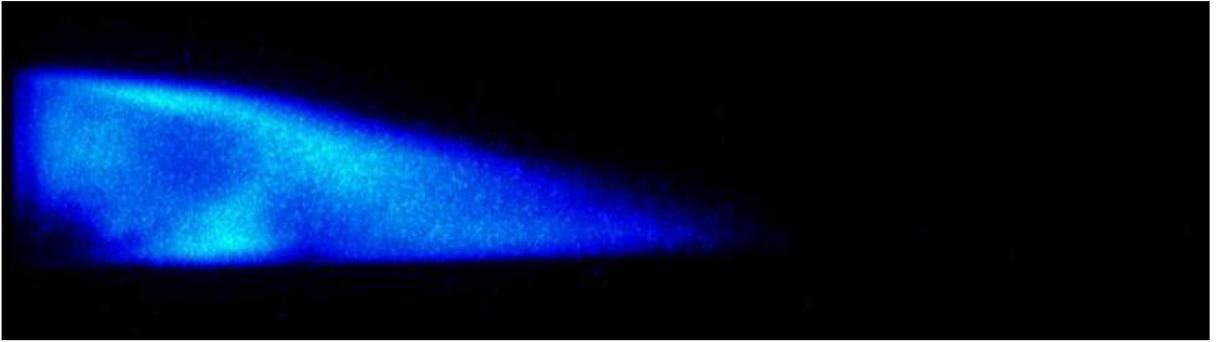


Рисунок 3.50 – Давление на выходе из камеры сгорания.

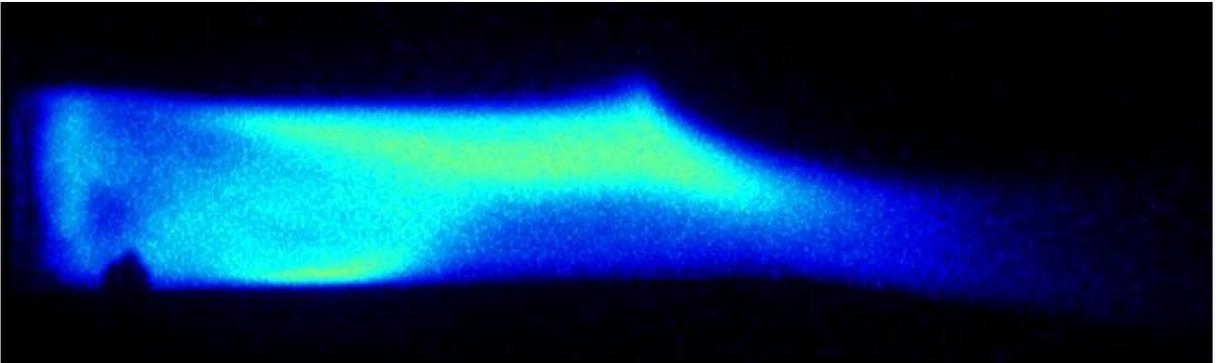
Для этой конфигурации верхней поверхности камеры сгорания горение приводит к развороту потока вверх, как в случае с клином №0 (рис. 3.50).

В отдельном эксперименте для данной конфигурации верхней поверхности были проведены опыты с изменением расхода водорода ($G_{H_2}=0.087 - 0.23$ г/с). Результаты спектрозональной регистрации представлены на рис. 4.55. Увеличение расхода приводит к расширению области горения. Если при малом расходе все сгорает в отрывной зоне за уступом (рис. 4.55а), то с увеличением расхода область горения распространяется в поток (рис. 4.55б).

а).



б).



а - $G_{H_2}=0.087$ г/с, б - $G_{H_2}=0.23$ г/с

Рисунок 3.51 – Распределение давления за уступом.

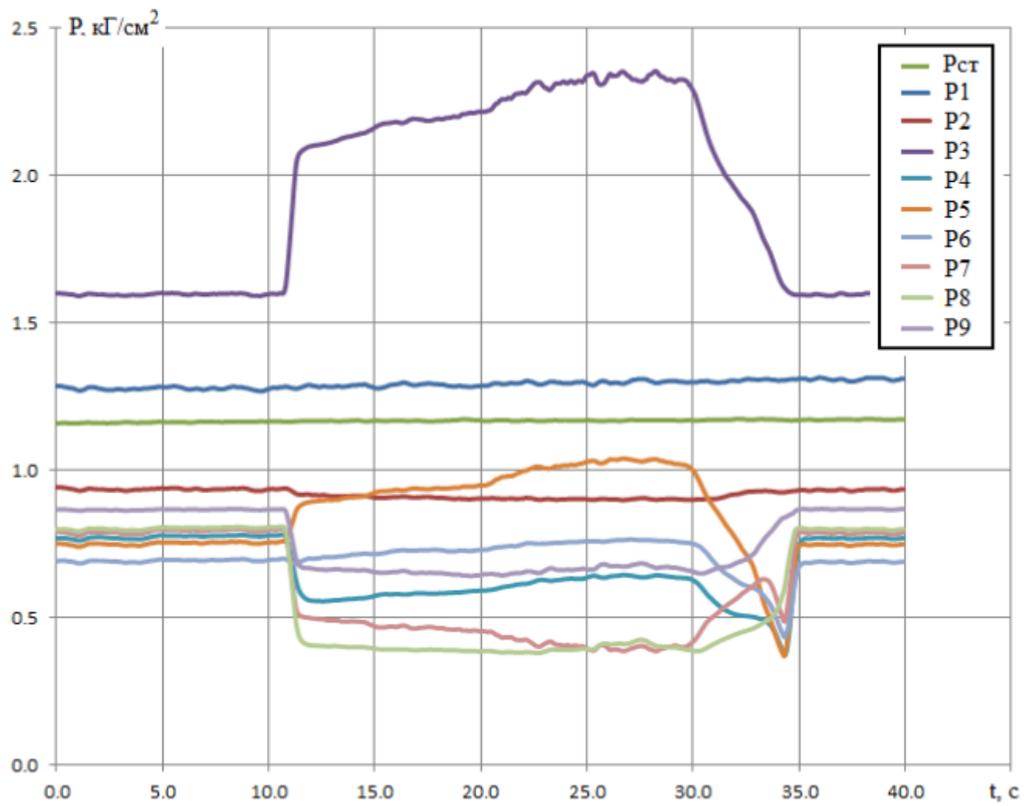
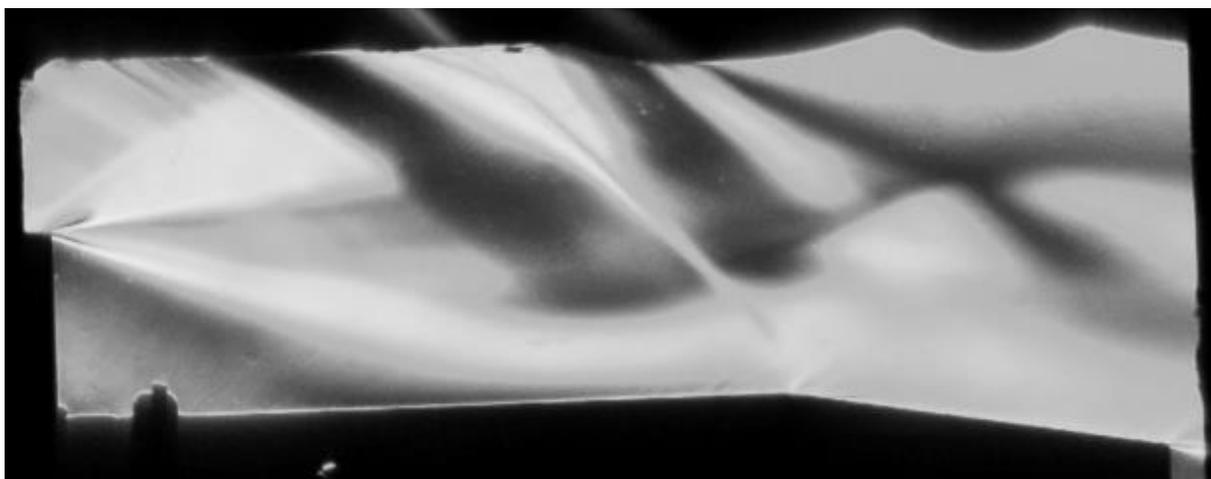


Рисунок 3.52 – Давление на верхней стенке камеры сгорания.

а).



б).



в).



а – без горения, б – с горением $G_{H_2} = 0.087$ г/с, в – с горением $G_{H_2} = 0.23$ г/с.
Рисунок 3.53 – Структура течения в модельной камере сгорания

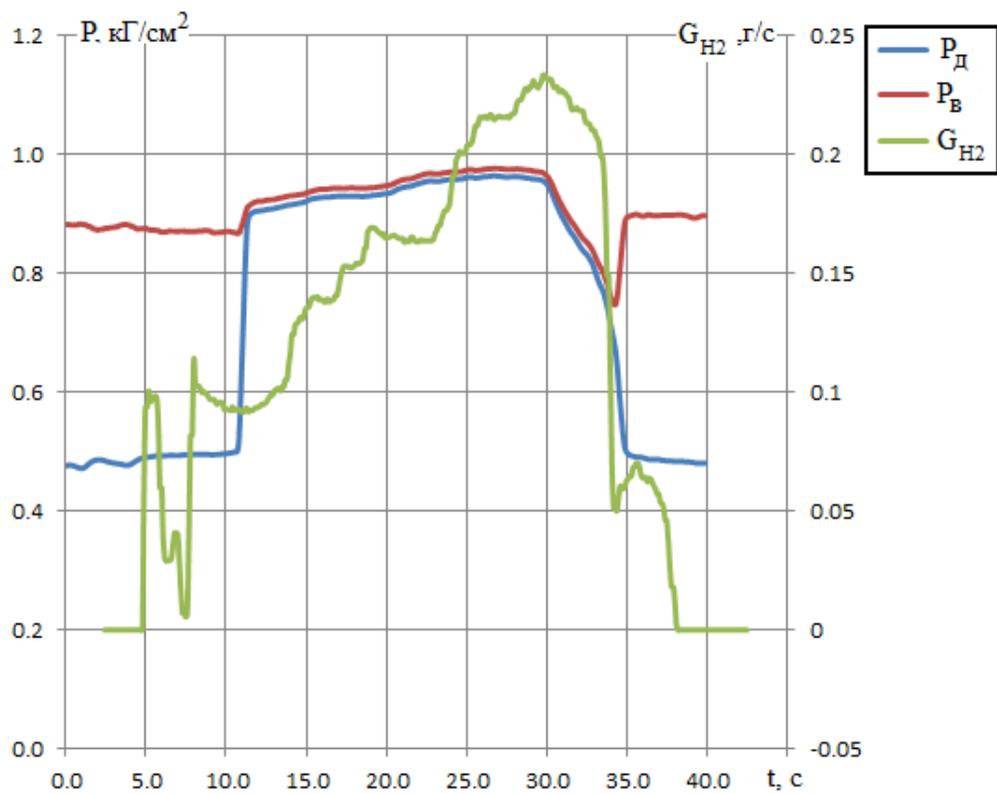


Рисунок 3.54 – Распределение давления за уступом.

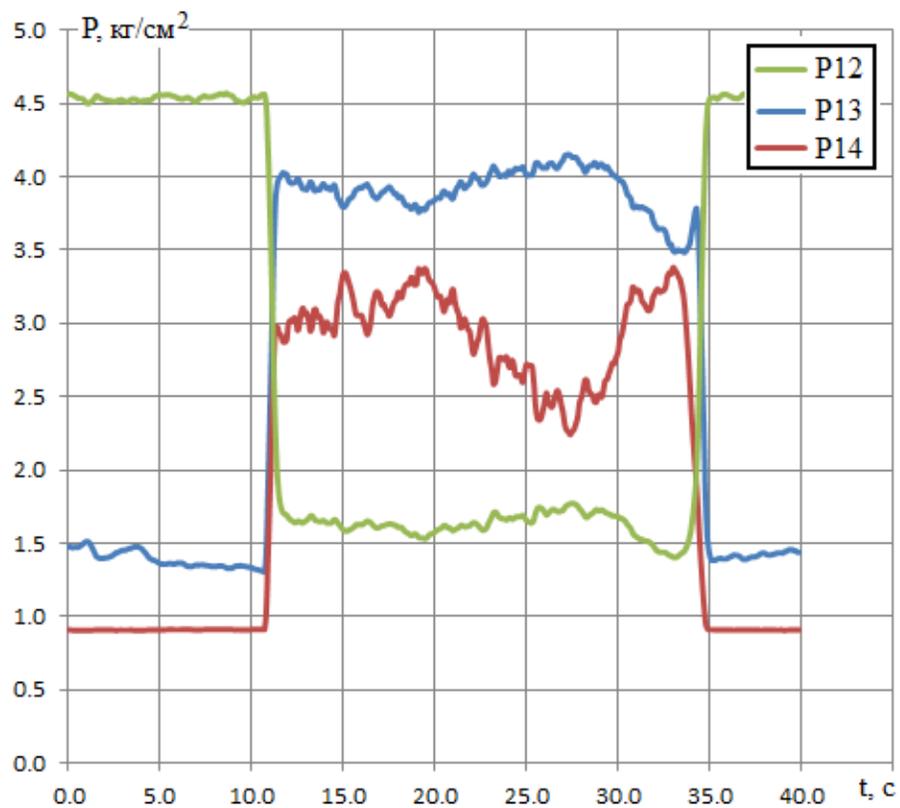


Рисунок 3.55 – Распределение давления за уступом.

3.3 Верификация численных и экспериментальных исследований

После завершения экспериментальных исследований проведена верификация расчётных моделей отсечных клиньев, имитирующих деформированный корпус сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.

Сравним теневые снимки, полученные во время проведения эксперимента и качественные картины распределения давления после численных расчетов отсечных клиньев.

На рисунках 3.56 и 3.61 видно, что структура течения, полученная при численном моделировании, незначительно отличается от эксперимента в месте образования скачка присоединения.

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 модели турбулентности.

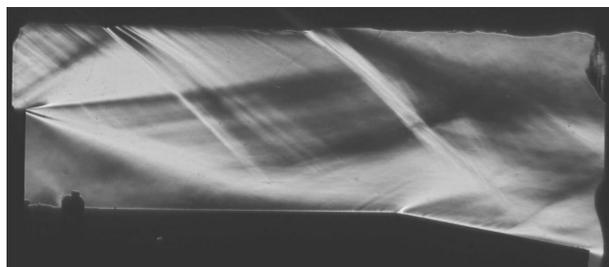
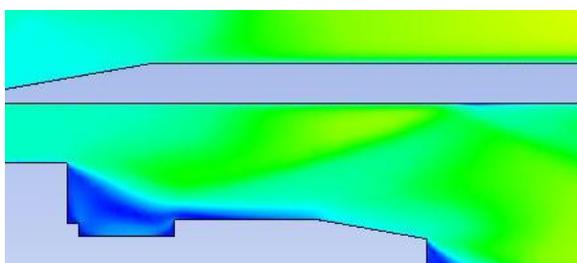


Рисунок 3.56 – Сравнение структуры течения в камере сгорания и модели отсечного клина №0.

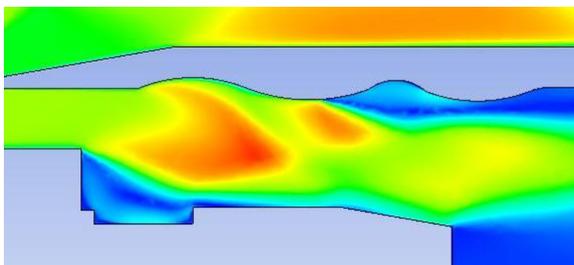


Рисунок 3.57 – Сравнение структуры течения в камере сгорания и модели отсечного клина №1.

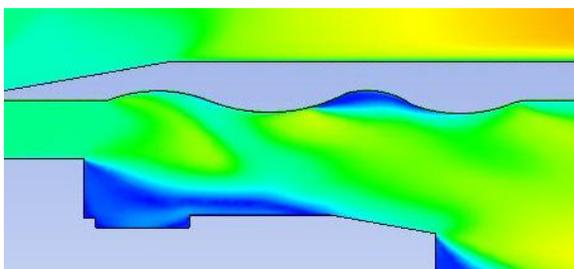


Рисунок 3.58 – Сравнение структуры течения в камере сгорания и модели отсечного клина №2.

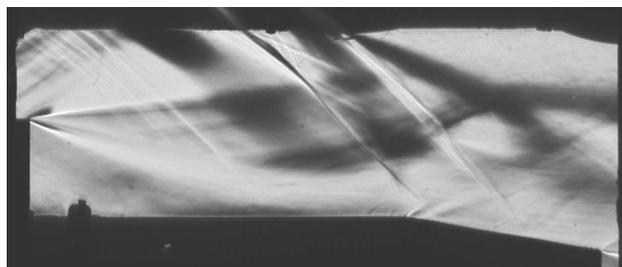
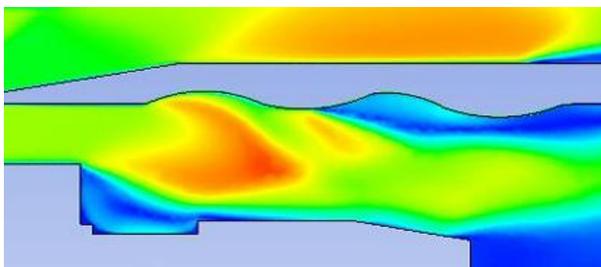


Рисунок 3.59 – Сравнение структуры течения в камере сгорания и модели отсечного клина №3.

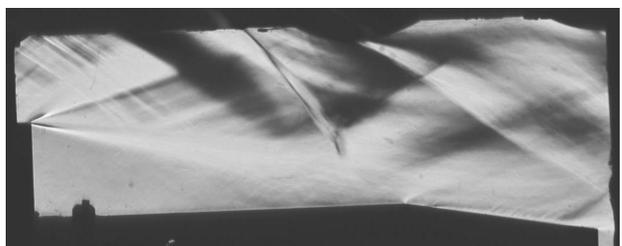
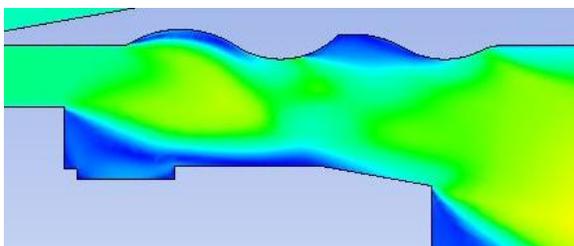


Рисунок 3.60 – Сравнение структуры течения в камере сгорания и модели отсечного клина №4.

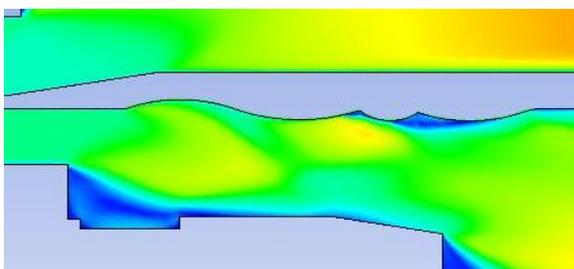


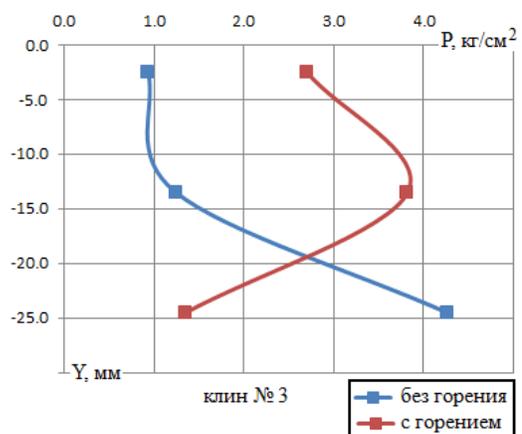
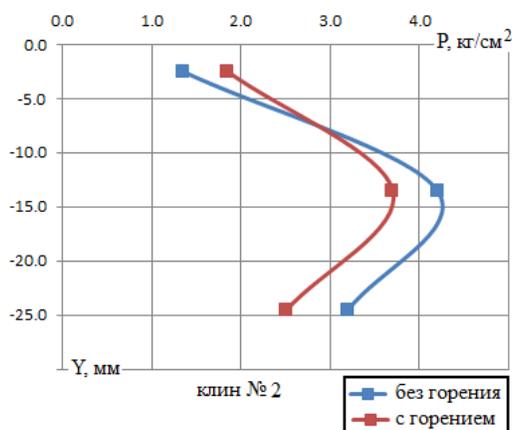
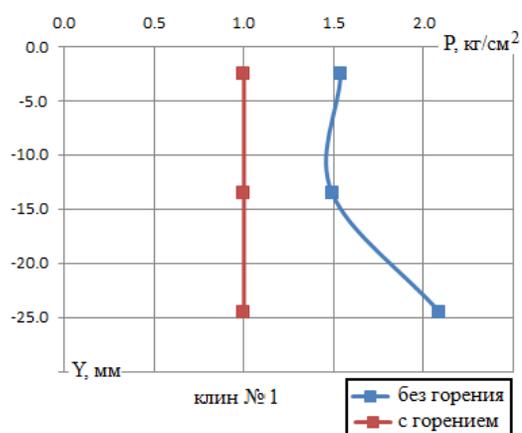
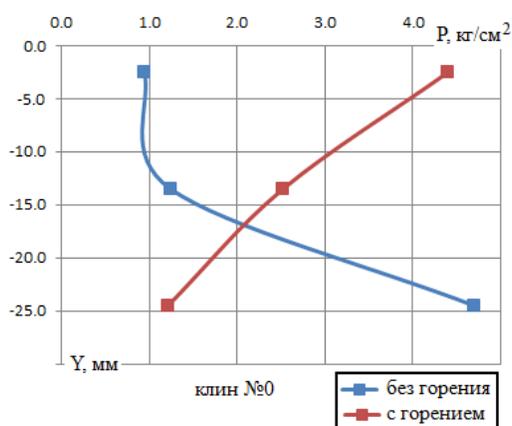
Рисунок 3.61 – Сравнение структуры течения в камере сгорания и модели отсечного клина №5.

3.4 Обобщение результатов экспериментов

Экспериментальные исследования показали, что искривление поверхности, обусловленные деформацией оболочек СПВРД, приводит к существенным изменениям структуры течения в канале. При одинаковых

условиях на входе в модельную камеру сгорания, в отрывной зоне устанавливается различное давление. Организация горения повышает давление и увеличивает зону отрыва.

Изучая распределения по давлениям на верхней стенке, теневым снимкам и спектрозональной регистрации можно сделать вывод о влиянии конфигурации поверхности канала на процесс горения в зоне отрыва за уступом [82].



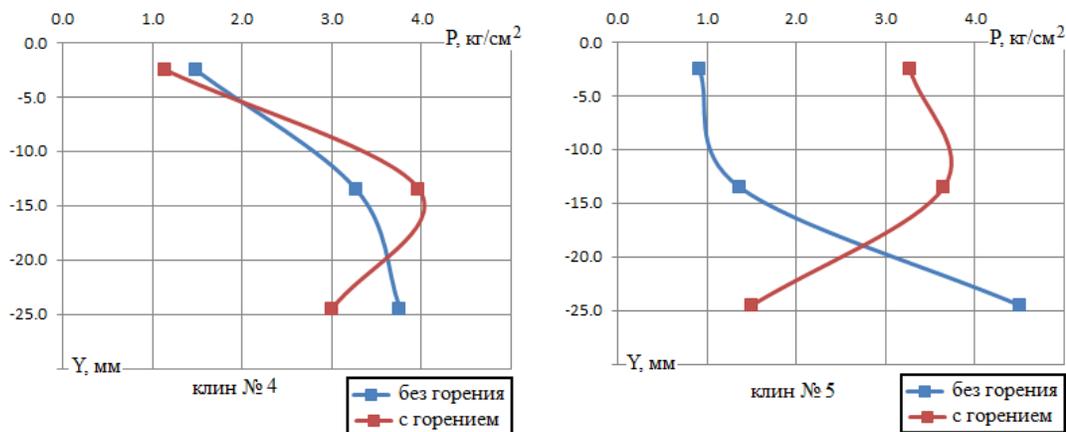


Рисунок 3.62 – Давление на выходе из камеры сгорания.

Во всех случаях отмечается закономерный рост давления в зоне отрыва при горении. Изменение давления P_v связано с изменением размеров отрывной зоны, во многих случаях присоединение потока не происходит до расширения канала. На рис. 3.62 представлены показания насадка полного давления на выходе из камеры сгорания. За «0» по оси Y принята верхняя поверхность камеры сгорания. Можно отметить, что в большинстве случаев в результате горения поток смещается вверх от первоначального положения.

Анализируя показания датчиков статического давления, можно сделать вывод, что в отсечных клиньях с деформированной поверхностью происходит увеличение значений статического давления на $1,7 \div 8,2\%$ по отношению к отсечному клину с ровной поверхностью.

4 МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ДЕФОРМИРОВАННОГО КОРПУСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Большинство элементов конструкции СПВРД выполняются оболочечными, что объясняется стремлением создать конструкцию минимальной массы. Они должны не разрушаться при упругом поведении материала. При расчете оболочечных конструкций в настоящее время широко используются компьютерные системы автоматизированного проектирования. Эти системы являются инструментом для расчетов напряженно-деформированного состояния, выбора оптимального варианта конструкции и др. Применению этих систем для оптимизации по массе сложных крупногабаритных конструкций, состоящих из многих деталей, и отдельных сборок сопутствует ряд проблем.

На ранней стадии проектирования, когда формируется конструктивно-компоновочная схема и определяется начальный облик конструкции двигателя, проводятся проектировочные работы, основанные на приближенной оценке нагрузок, действующих на приближенную (исходную) конструкцию. На этом этапе конструктору удобно оперировать простой и легко доступной компьютерной программой, позволяющей проводить обоснованную оценку минимальных толщин основных элементов конструкции двигателя. На этапе эскизного проектирования, когда уже создана подробная конструкция и имеются точные данные по нагрузкам, следует проводить оптимизационные расчеты с использованием одной или нескольких САЕ-компьютерных систем автоматизированного проектирования. Поэтому актуально создание комплексной инженерной методики расчета напряженно-деформированного состояния элементов конструкции СПВРД, объединяющей приближенную и точную методики расчетов [83].

При проведении точных оптимизационных расчетов одновременно всей конструкции часто получают неправильное решение. Это объясняется неправильным учетом взаимосвязи между взаимно деформируемыми деталями; большим объемом вычислительных работ и, следовательно, накоплением ошибки самих расчетов; расходимостью величины целевой функции при оптимизации конструкции; большим временем расчета и т.д. Поэтому актуально создание методики расчета напряженно-деформированного состояния элементов конструкции, обеспечивающей при использовании САЕ-компьютерных систем САПР получение правильных результатов.

Создание инженерной методики целесообразно основывать на предварительных расчетных исследованиях приближенных конструкций с применением САЕ-компьютерных систем автоматизированного проектирования. В таком представлении конструкция состоит из взаимосвязанных оболочечных элементов, имеющих постоянные или линейно изменяющиеся толщины. Приближенные математические зависимости, входящие в состав такой методики, основаны на анализе результатов расчетов с применением САЕ-компьютерных систем автоматизированного проектирования и сформированных безразмерных критериев на основе теории размерности. С помощью такой методики инженер может быстро провести приближенную оценку минимальных толщин основных элементов конструкции на ранних стадиях проектирования двигателя.

4.1 Методика расчёта прочности сложных конструкций с использованием систем автоматизированного проектирования

В настоящее время широко применяются компьютерные системы, позволяющие проводить расчёт напряженно-деформированного состояния конструкции, имеющей различную геометрическую форму, нагруженную

абсолютно различными видами нагрузок. В России наиболее популярными системами являются: ANSYS [78, 85], NASTRAN [84], и SolidWorks [86-89].

Методики расчета и анализа прочности конструкций с использованием систем автоматизированного проектирования основаны на методе конечных элементов. Следовательно, они имеют много общих этапов.

Полный цикл анализа конструкций содержит следующие этапы [78, 84-89]:

- геометрическое моделирование, т.е. проектирование геометрической формы элементов конструкции;
- задание физических и механических свойств материалов элементов конструкции;
- выбор типа конечных элементов и ввод их основных параметров;
- разбиение элементов конструкции на конечные элементы, путём построения сетки;
- задание граничных условий;
- задание системы нагрузок, а также их значений в явном или функциональном виде;
- проверка корректности разработанной модели и ее характеристик;
- проведение расчётов конструкции;
- анализ результатов расчета;

После анализа полученных результатов, при необходимости, выполняется усовершенствование модели, которое заключается в изменении ее геометрических параметров или типа материала.

При выполнении статического расчёта проводится расчёт устойчивости конструкции. Потеря устойчивости может быть вызвана сжимающей нагрузкой, изгибающим моментом, распределенным сжимающим давлением, действующим на наружную поверхность конструкции. Методика статического расчёта остается прежней. В этом случае под конечноэлементным анализом

понимается не расчет напряженно-деформированного состояния конструкции, а расчет ее устойчивости. Основным результатом является критическая нагрузка, равная произведению вычисленного коэффициента запаса устойчивости на исходную величину нагрузки, т.е.

$$F^{sp} = \beta F \quad (4.1)$$

Для определения напряженно-деформированного состояния с учетом температурного воздействия дополнительно задаются коэффициентом α теплового расширения материала, зависимостью предела прочности σ_B от температуры, предела текучести σ_T и модуля упругости E материала, а также полем температуры. В этом случае методика расчета прочности конструкции дополняется предварительным расчетом поля температуры. Этот расчет проводится перед этапом формирования системы нагрузок.

В вышеуказанных компьютерных комплексах предусмотрена возможность последовательно проводить несколько расчетов при разных значениях исходных данных, так называемые параметрические расчёты. Эта последовательность исходных данных задается в «сценариях расчёта» [78, 85]. Для этого задается таблица изменяемых параметров. Преимуществом такого подхода является возможность при анализе расчетов оперировать функциональными зависимостями влияния исходных параметров на напряженно-деформированное состояние конструкции.

Оптимизация конструкции проводится после выполнения всех видов расчётов расчетов. При этом после этапа «анализ результатов расчета» вводится дополнительный этап «оптимизация конструкции».

На рисунке 4.1 представлена блок-схема расчетов с учетом оптимизации [70].

Изображенная на рис. 4.1 методика предполагает наличие обратных связей между анализом напряженно-деформированного состояния и этапом оптимизации. Однако, такой «идеальный» подход к определению оптимальной

конструкции часто не реализуется. При выполнении автономного этапа «оптимизации конструкции» вводится ряд специфических данных. К ним относятся: целевая функция; диапазоны изменения величин переменных проектирования; ограничения на размеры, компоненты напряжений, деформации, перемещения и силы реакций, температуру, градиенты температуры и тепловые потоки.



Рисунок 4.1 – Блок-схема оптимизации конструкции.

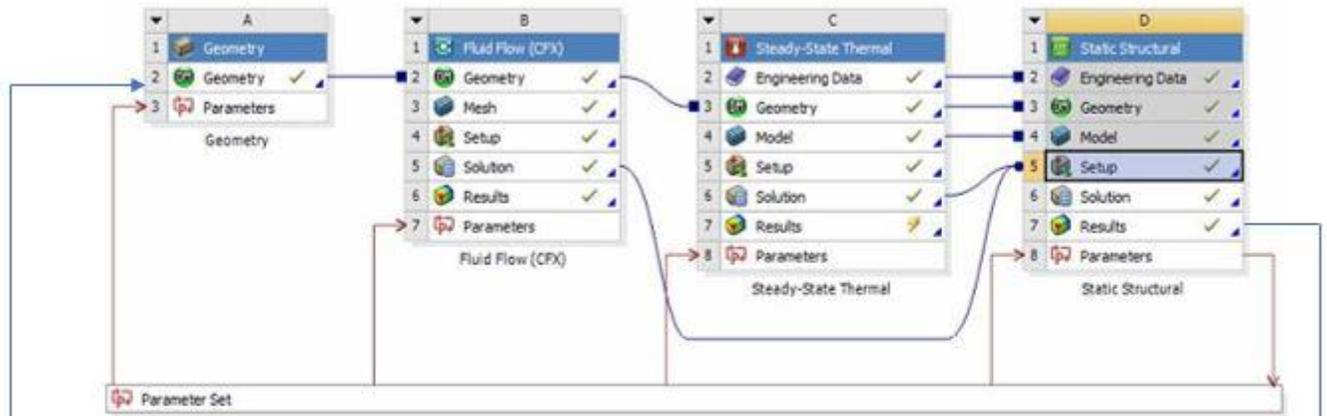
Исследования напряженно-деформированного состояния конструкции в программных комплексах проводятся в 3 этапа:

- проведение расчётов в модуле CFX (результатом расчёта является получение картины распределения полей давления, скоростей исследуемой геометрии и используются как источник нагрузки на конструкцию);
- проведение расчётов в модуле State Thermal (результатом расчёта является распределение температурных нагрузок, действующих на исследуемую конструкцию, и используются как источник тепловых напряжений);
- проведение расчётов в модуле Static Structural (результатом расчёта являются эквивалентные по Мизесу напряжения и деформация исследуемой конструкции).

В последних версиях систем ANSYS и SolidWorks Simulation введены модули оптимизации конструкции, относящиеся к нелинейному программированию. Определяются величины переменных проектирования (размеры), при которых целевая функция (например, масса и объем конструкции, одна из нагрузок потери устойчивости) принимает экстремальное (минимальное или максимальное) значение. При этом ряд параметров или функциональных зависимостей должен удовлетворять ограничениям в виде равенств, неравенств или находиться в некотором диапазоне.

Разработана методика оценки влияния деформации конструкции на характеристики рабочего процесса в проточном тракте СПВРД. Структура методики представлена на рис. 4.2. Она основана на предварительных расчетных исследованиях, экспериментальных работах, анализе экспериментальных данных и создании компьютерной модели в расчётном комплексе Ansys, которая позволяет изменять геометрические параметры проточного тракта камеры сгорания и проводить оценку воздействия деформации внутренней поверхности тракта на рабочий процесс, протекающий в нем.

1 этап:



2 этап:

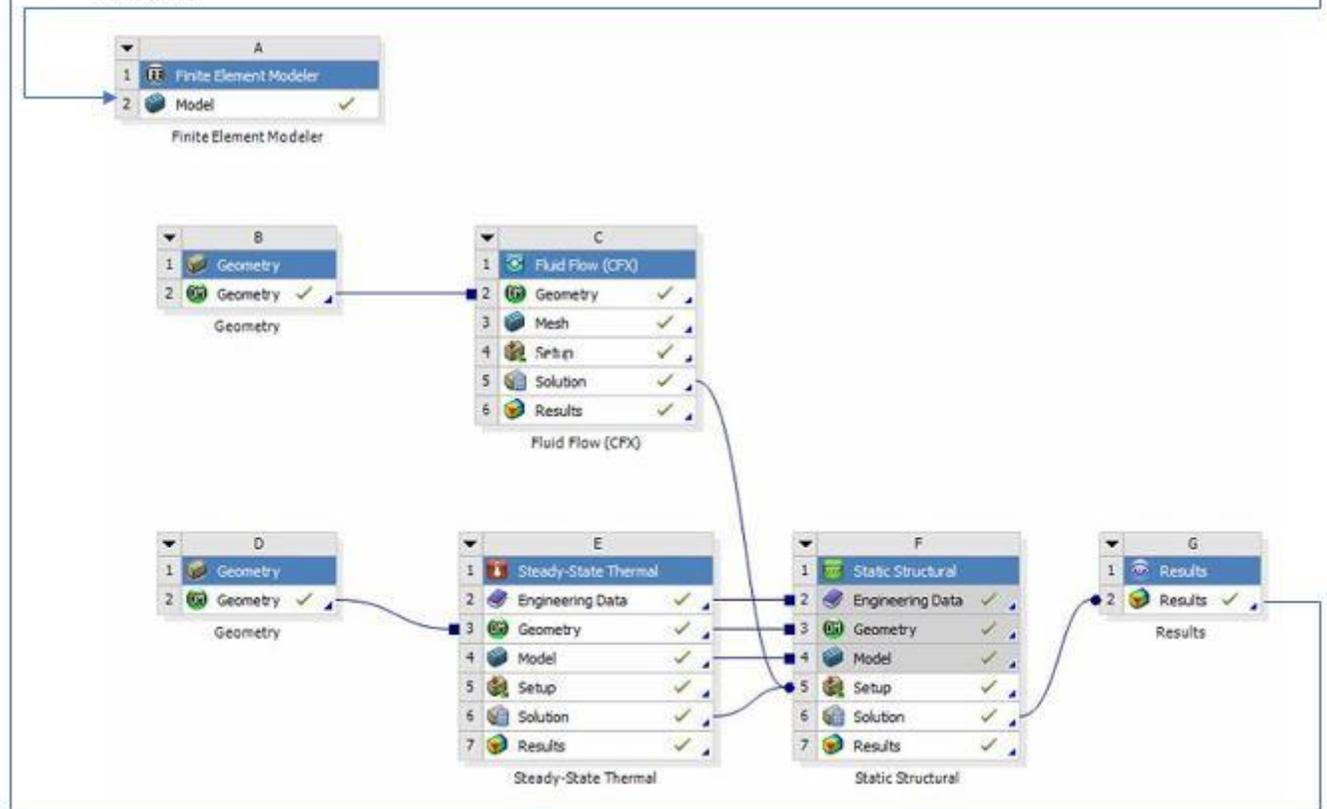


Рисунок 4.2 – Метод определения прочности деформированного корпуса камеры сгорания.

Численные исследования выполнялись в 2 этапа: 1 этап – включал в себя газодинамический и прочностной расчёты многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания исходной конструкции, 2 этап – преобразование полученной в конце первого этапа деформированной модели и проведение газодинамического

и прочностного расчетов деформированной многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания.

Полученные эквивалентные напряжения сравнивались с допустимыми значениями. Выполнялся анализ полученных деформаций и перемещений. На его основе формировались геометрические модели деформированных конструкций. Составлялись эмпирические зависимости, связывающие между собой деформации, толщину стенки сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания и измененной системы нагрузок, действующей на стенку канала данной камеры.

Формируется алгоритм инженерной методики на основе приближенных формул расчета напряженно-деформированного состояния конструкции тракта и эмпирических зависимостей.

Таким образом, в алгоритм методики входят:

- Расчет напряженно-деформированного состояния по приближенным зависимостям теории пластин и оболочек;
- Анализ и база данных величин деформаций и их геометрических размеров;
- Уточненные расчеты напряженно-деформированного состояния с использованием компьютерной системы ANSYS;
- Анализ и уточненная база данных величин деформаций и их геометрических размеров;
- Разработка, изготовление и экспериментальные исследования моделей деформированного корпуса камеры сгорания;
- Расчеты рабочего процесса в деформированном корпусе камеры сгорания с использованием компьютерной системы ANSYS.
- Анализ и формирование эмпирических зависимостей, связывающих между собой деформации, толщину стенки сверхзвуковой многоканальной

камеры сгорания и измененной системы нагрузок, действующей на стенку канала данной камеры.

5 ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ С УЧЁТОМ ИЗМЕНЕНИЯ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СТЕПЕНИ ДЕФОРМАЦИИ КОРПУСА

В данном разделе приведены результаты численного исследования напряженно-деформированного состояния конструкции корпуса экспериментальной сверхзвуковой камеры сгорания.

Оценка прочности конструкции проводится по критериям [78, 85]: Мизеса, Треска, максимальных нормальных напряжений, Мора-Кулона.

Согласно критерию Мизеса предел прочности конструкции определяется сравнением расчётного эквивалентного напряжения с пределом текучести. Этот критерий применим для большинства изотропных материалов, имеющих вязкий характер разрушения. Коэффициент запаса прочности вычисляется, как отношение пределов текучести или прочности к максимальному эквивалентному напряжению.

В основе критерия Треска лежит сравнение значения максимального касательного напряжения с половиной значения пределов текучести или прочности.

Критерий максимальных нормальных напряжений предназначен для хрупких материалов, которые в одинаковой степени сопротивляются растяжению и сжатию. Коэффициент запаса прочности определяется отношением максимального эквивалентного напряжения к первому главному напряжению. Если хрупкие материалы по-разному сопротивляются растяжению и сжатию, то применяют критерий Мора-Кулона. Тогда коэффициент запаса прочности зависит от первого и третьего главных напряжений.

5.1 Выбор факторов влияния и создание параметрической модели

В результате численного моделирования течения в канале были определены факторы, оказывающие наибольшее влияние на изменение структуры воздушного потока. Такими факторами являются: ширина канала, высота канала, толщина стенки канала. На основе этих факторов были спроектированы 16 моделей. Геометрические размеры моделей имели следующие диапазоны [90]:

1. относительная ширина канала: $a/d=0,73\div 0,8$;
2. относительная высота начального участка камеры сгорания: $b/d=0,4\div 0,45$;
3. относительная толщина стенки канала: $e/d=0,015\div 0,06$.

Характерным размером выбрана высота d канала в выходном сечении. Была создана параметрическая расчетная модель (рис. 5.1). Геометрические размеры параметрической модели представлены в таблице 5.1.

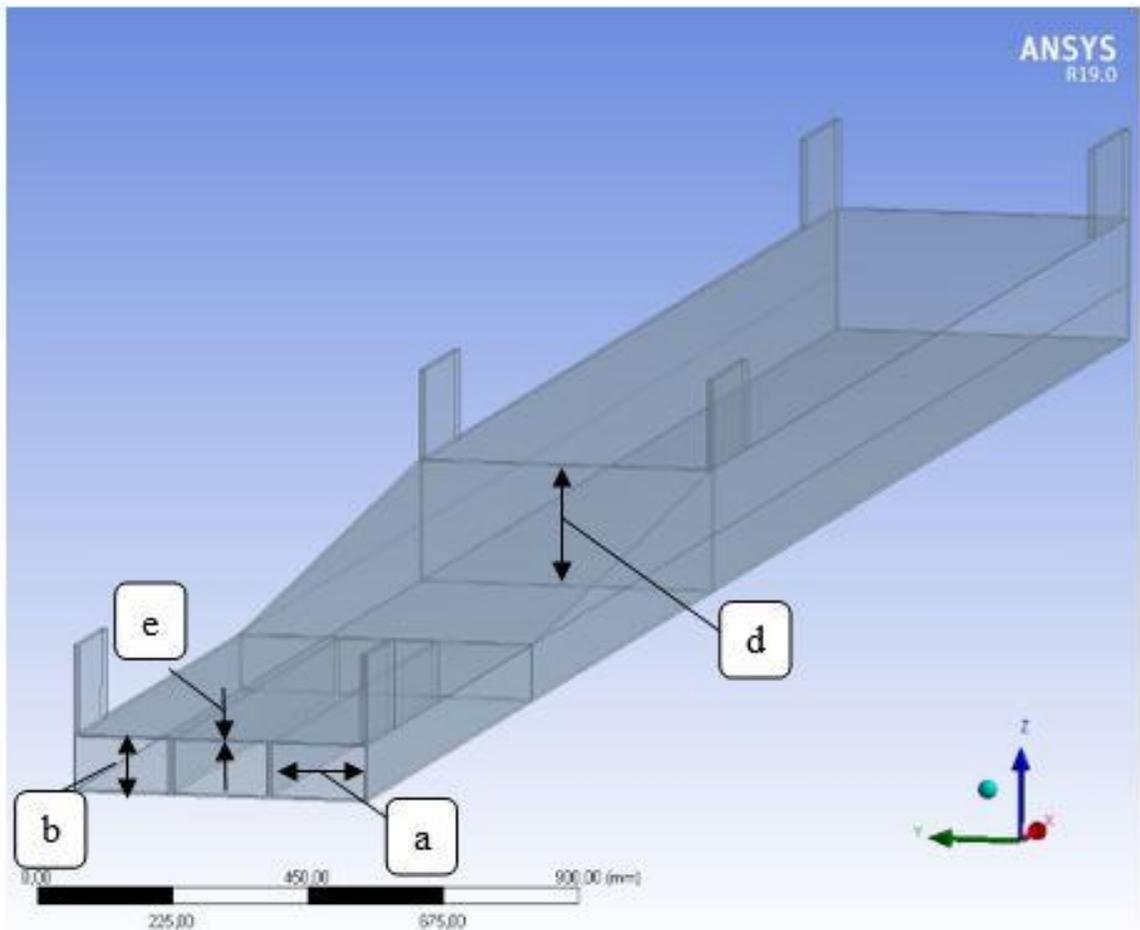


Рисунок 5.1 – Параметрическая модель камеры сгорания

Таблица 5.1 – Геометрические размеры параметрической модели камеры сгорания

№ п/п	Название модели	Относительная ширина канала, а	Относительная высота начального участка камеры, b	Относительная толщина стенки, e
1.	DP 11	0,79	0,445	0,0175
2.	DP 12	0,76	0,425	0,04
3.	DP 13	0,725	0,425	0,03
4.	DP 14	0,8	0,425	0,0325
5.	DP 15	0,76	0,4	0,035
6.	DP 16	0,76	0,45	0,0375
7.	DP 17	0,76	0,425	0,02
8.	DP 18	0,76	0,425	0,06

9.	DP 19	0,73	0,4	0,015
10.	DP 20	0,79	0,4	0,0225
11.	DP 21	0,73	0,445	0,025
12.	DP 22	0,79	0,445	0,0275
13.	DP 23	0,73	0,4	0,0425
14.	DP 24	0,79	0,4	0,045
15.	DP 25	0,73	0,445	0,05
16.	DP 26	0,79	0,445	0,055

Для построения сетки использовался модуль ANSYS Meshing. С помощью указанного модуля можно строить сложные сетки, которые учитывают кривизну модели и обеспечивают плавное соединение её элементов. Вся расчётная модель строится элементами – гексаэдрами с inflation-слоем для корректного расчёта течения газа в пристеночном пограничном слое.

Размер сетки определяется итерационным методом уменьшения параметра Max Face Size (максимальный размер сетки), с учётом геометрических размеров всей расчётной области. Уменьшение сетки происходило с решением тестовой задачи [22]. В итоге было установлено, что оптимальным значением параметра Max Face Size для внутренней области будет являться 8 мм, для присоединённой области – 15 мм.

Модель состоит из внутренней области 1 и присоединённой области 2. Внутренняя область повторяет геометрию схемы (рис. 5.2), в которой происходит моделирование рабочего процесса, протекающего в камере сгорания. Присоединённые области 1 и 2 необходимы для улучшений сходимости решения и моделируют вход и выход смеси газов в атмосферу.

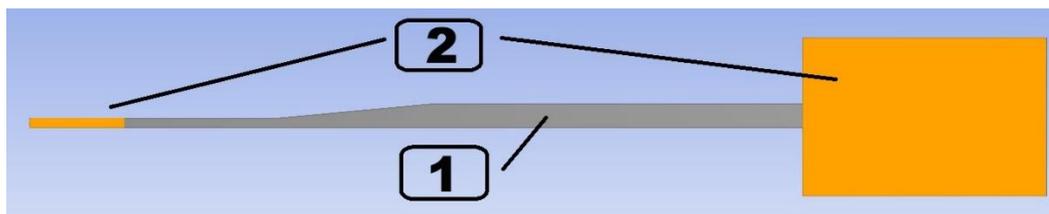


Рисунок 5.2 – Параметрическая модель камеры сгорания

Результаты моделирования сетки показаны на рисунке 5.3. Параметры сетки представлены в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – Основные параметры сетки.

Physics Preference	CFD
CFD	
Solver Preference CFX	CFX
Element Order Linear	Linear
Size Function	Uniform
Max Face Size	8,0 mm
Mesh Defeaturing	Yes
Defeature Size	Default (7,5e-002 mm)
Growth Rate	1,80
Max Tet Size	Default (30,0 mm)

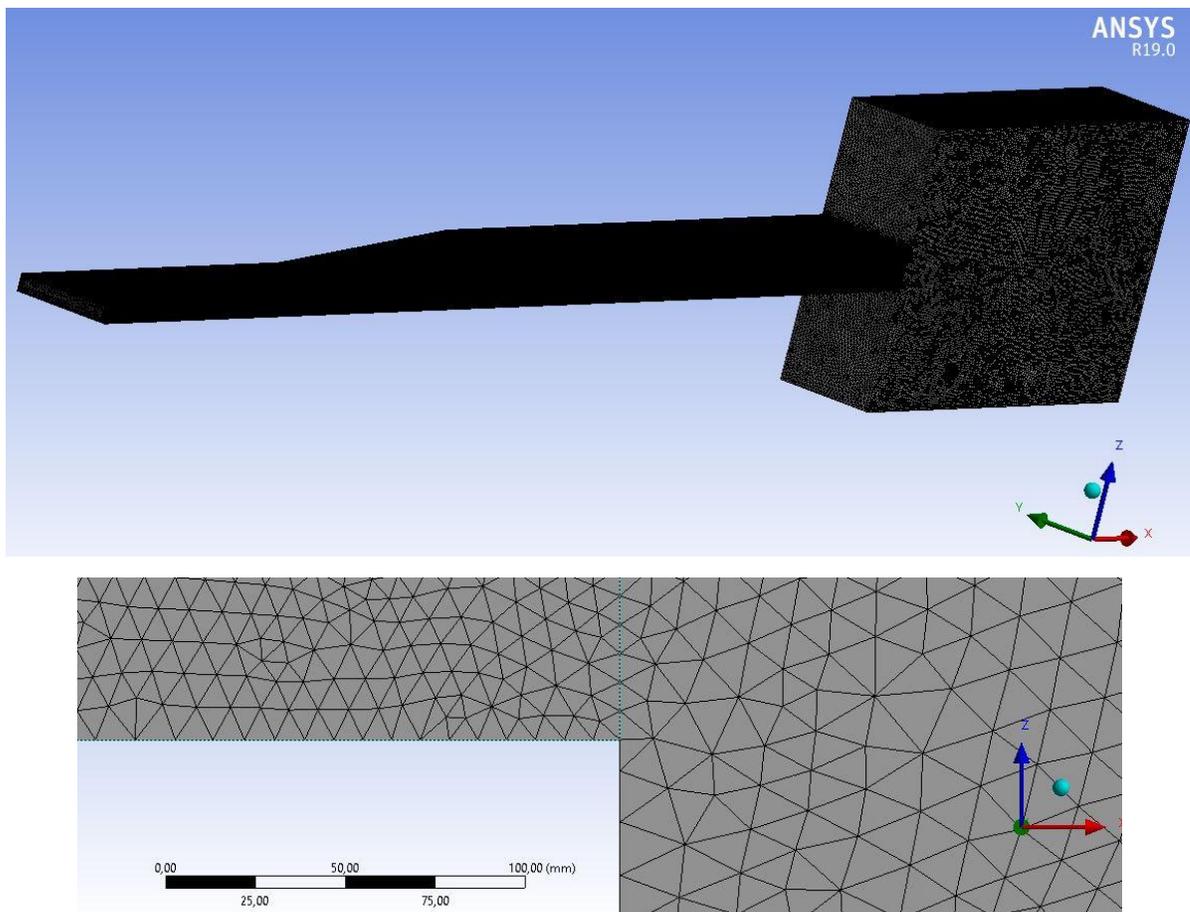


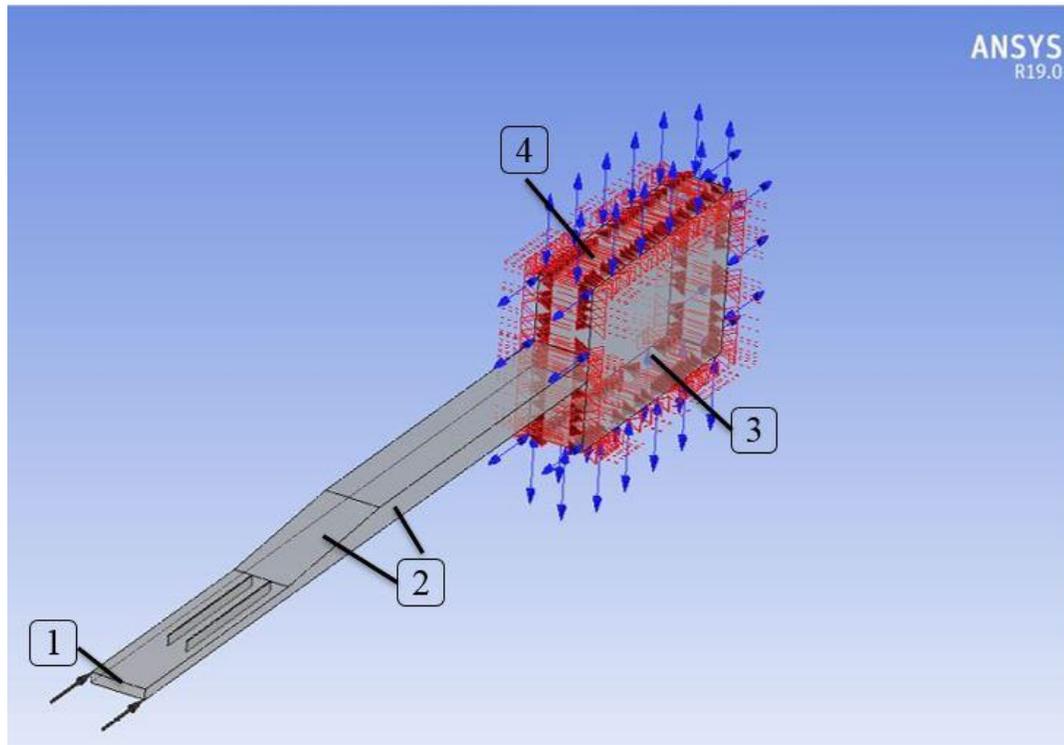
Рисунок 5.3 – Сетка газовой области параметрической модели камеры сгорания.

Как было сказано выше решатель CFX имеет 3 основные параметра качества сетки, обновление которых происходит каждый раз, когда она деформируется:

1. Mesh Orthogonality;
2. Aspect Ratio;
3. Expansion Factor.

5.2 Граничные условия

На входе 1 в расчетную область (рис. 5.4) подается сверхзвуковой поток, который будет имитировать течение газа в многоканальной сверхзвуковой камере сгорания. В области 4 установлен выход в атмосферу с граничным условием Opening, которое позволяет выходить воздуху из расчетной области, а также обеспечивает приток воздуха из атмосферы. В позиции 2 установлено граничное условие Wall («стенка»). В позиции 3 – граничное условие симметрии.



1 – место подачи сверхзвукового потока; 2 – граничное условие стенки; 3 – граничное условие симметрии; 4 – выход в атмосферу.

Рисунок 5.4 – Граничные условия, задаваемые в газовой области.

В таблицах 5.3 и 5.4 представлены параметры граничных условий на «входе» и «выходе» расчётной области.

Таблица 5.3 - Параметры газового потока, задаваемые на входе в расчетную область.

Параметр	Значение
Режим течения	сверхзвуковое
Реальное статическое давление	5 атм.
Нормальная скорость	1300 м/с
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	1100 К

Таблица 5.3 - Параметры газового потока, задаваемые на входе в расчетную область.

Параметр	Значение
Направление течения	в обе стороны
Режим течения	дозвуковое
Относительное давление	1 атм.
Интенсивность турбулентности	5%
Температура	273 К

Согласно предложенной в главе 4 методике, после проведения численных расчётов в модуле CFX и получения полей распределения статического давления, которые в дальнейших расчётах будут использоваться как система нагружения корпуса камеры сгорания, проводились расчёты в модулях Steady-State Thermal для определения температурных напряжений, а затем в модуле Static Structural для определения эквивалентных напряжений по Мизесу, деформаций конструкции.

На рис. 5.5 приведены места, в которых устанавливались граничные условия для модели в расчётах Steady-State Thermal и Static Structural: 1 – задание температуры; 2 – заделка без трения; 3 – жесткая заделка.

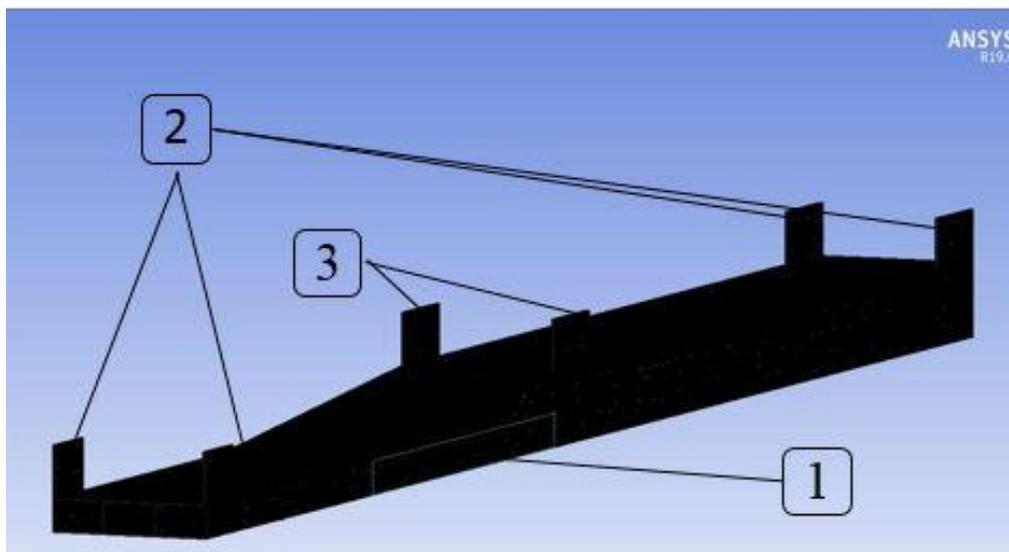


Рисунок 5.5 – Граничные условия заделки модели.

Результаты моделирования сетки показаны на рисунке 5.6. Параметры сетки представлены в рис. 5.7.

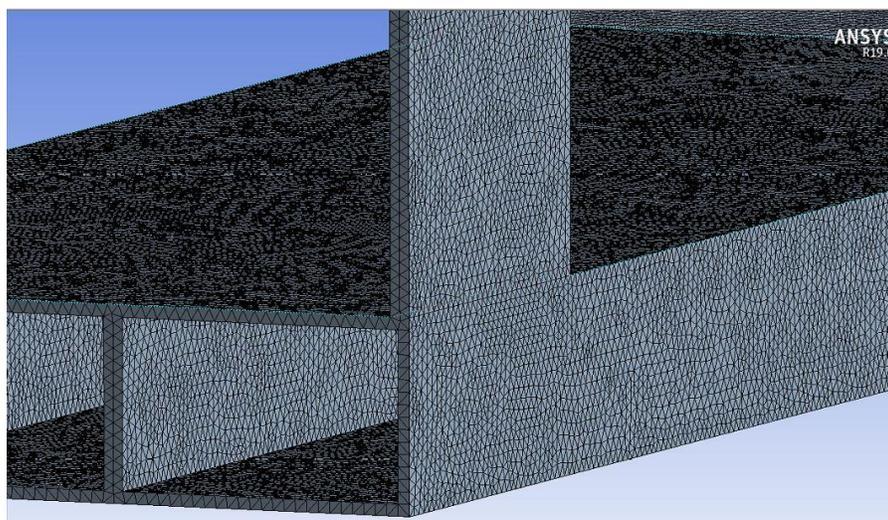


Рисунок 5.6 – Сетка параметрической модели камеры сгорания.

Sizing	
Size Function	Proximity
<input type="checkbox"/> Max Face Size	6,0 mm
Mesh Defeaturing	Yes
<input type="checkbox"/> Defeature Size	4, mm
<input type="checkbox"/> Growth Rate	2,0
<input type="checkbox"/> Max Tet Size	Default (12,0 mm)
<input type="checkbox"/> Proximity Min ...	6,0 mm
<input type="checkbox"/> Num Cells Acr...	2
Proximity Size Fu...	Faces and Edges
Size Formulation...	Program Controlled
Bounding Box Di...	8463,50 mm
Average Surface ...	3,5065e+005 mm ²
Minimum Edge L...	10,0 mm
Enable Size Field...	No

Рисунок 5.7 – Основные параметры сетки.

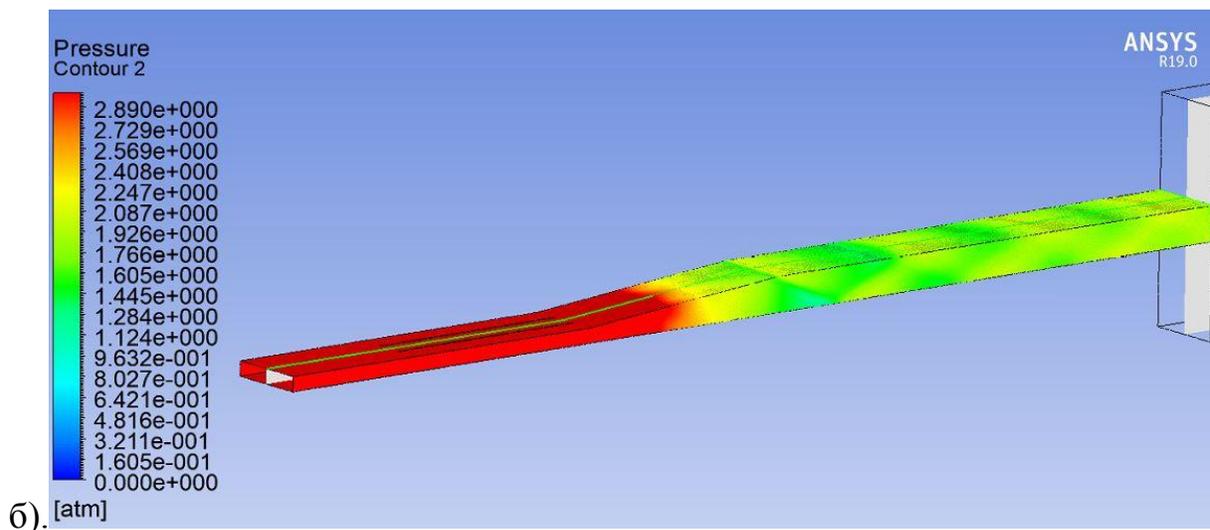
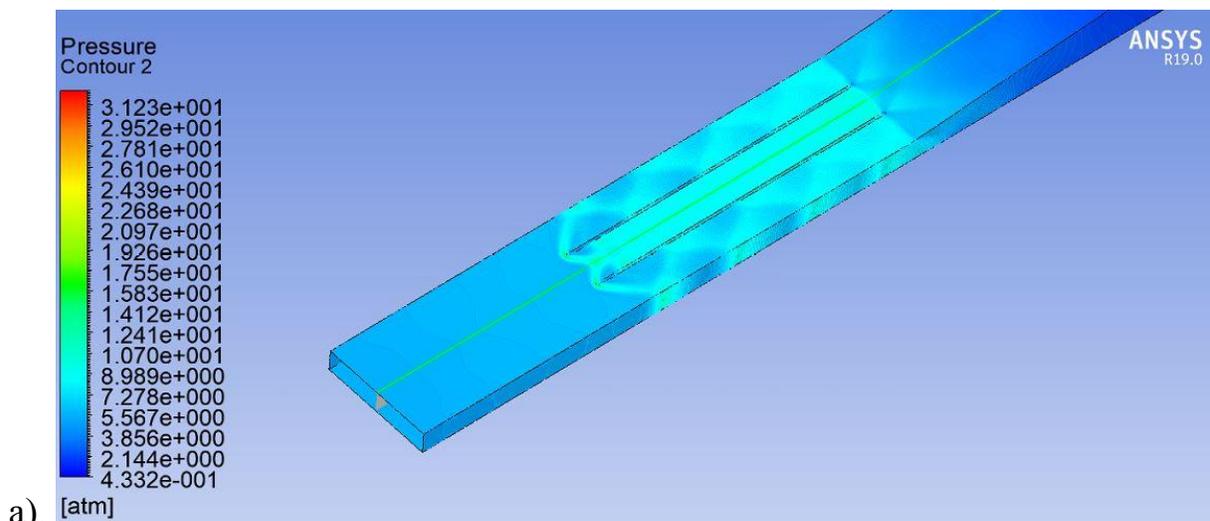
Результатом проведения численных прочностных расчётов в программном комплексе ANSYS являлась деформированная модель сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания. После этого, используя модуль Finite Element Modeler, полученная деформированная сетка преобразовывалась в твердотельную модель деформированной камеры сгорания. На этом заканчивался первый этап проведения численных исследований. Второй этап начинался с загрузки, полученной в конце первого этапа твердотельной конструкции камеры сгорания в последовательно выполняемые модули CFX, Steady-State Thermal и Static Structural (рис. 4.2).

При проведении второго этапа численных исследований параметры сетки и граничных условий остались такими же, как и на первом этапе.

5.3 Результаты численно-теоретического исследования

Численные исследования были проведены для всех 16 моделей, представленных в табл. 5.1. Качественные картины численного моделирования представлены ниже.

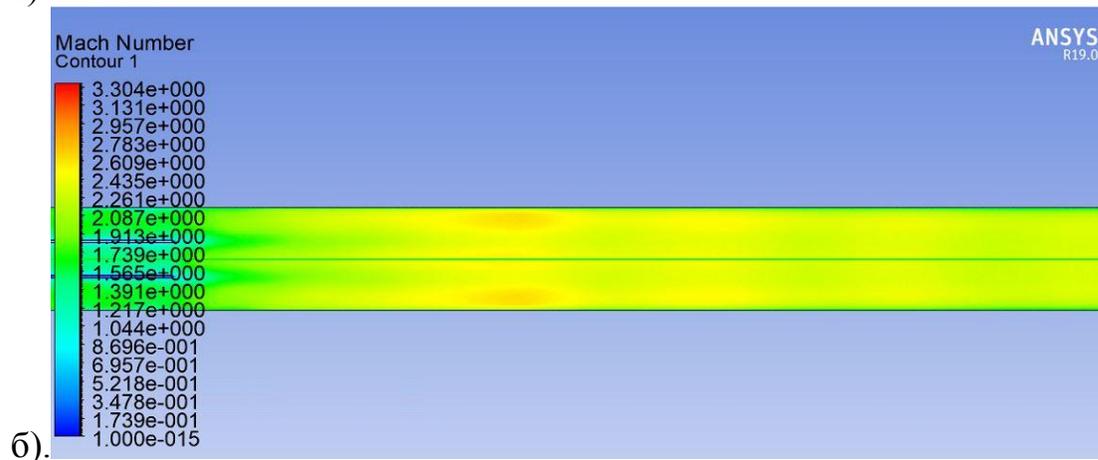
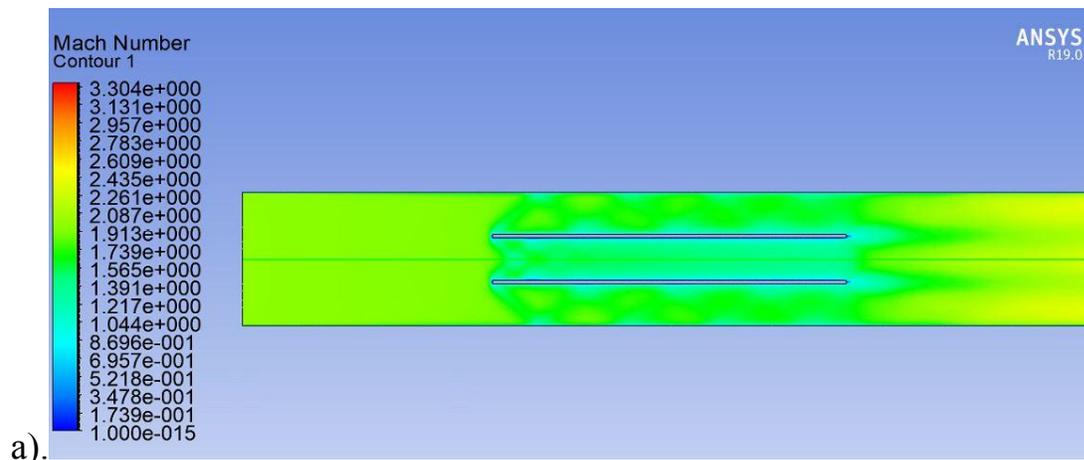
Как видно из рис. 5.8 при протекании сверхзвукового газового потока по проточному тракту многоканальной камеры сгорания появляется система скачков уплотнения как на начальном, так и на конечном участках камеры сгорания.



а – начальный участок, б – конечный участок

Рисунок 5.8 – Качественная картина распределения давления в камере сгорания начальной геометрии.

На рис. 5.9 представлены качественные картины изменения чисел Маха по длине проточного тракта сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания. Как видно из рисунка сверхзвуковой газовой поток на протяжении всей длины камеры увеличивается.



а – начальный участок, б – конечный участок

Рисунок 5.9 – Качественная картина изменения чисел Маха в камере сгорания начальной геометрии.

На рис. 5.10 представлена картина распределения эквивалентных напряжений, возникающих на стенке канала сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.

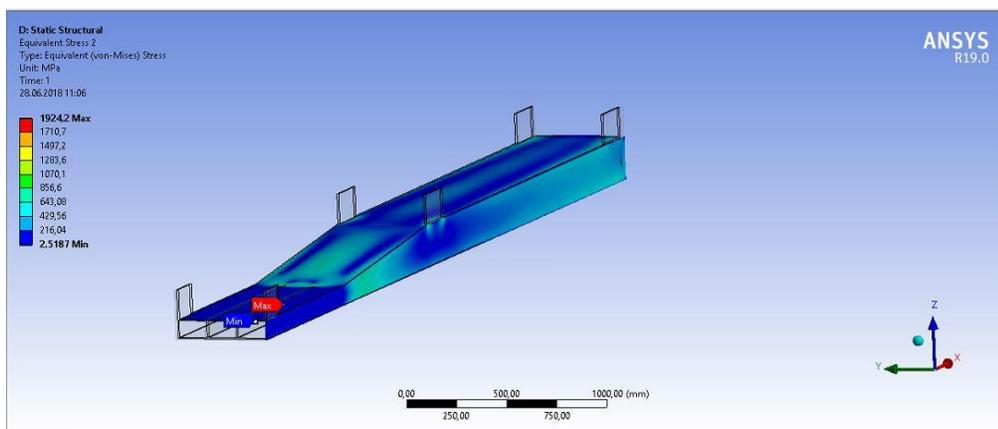
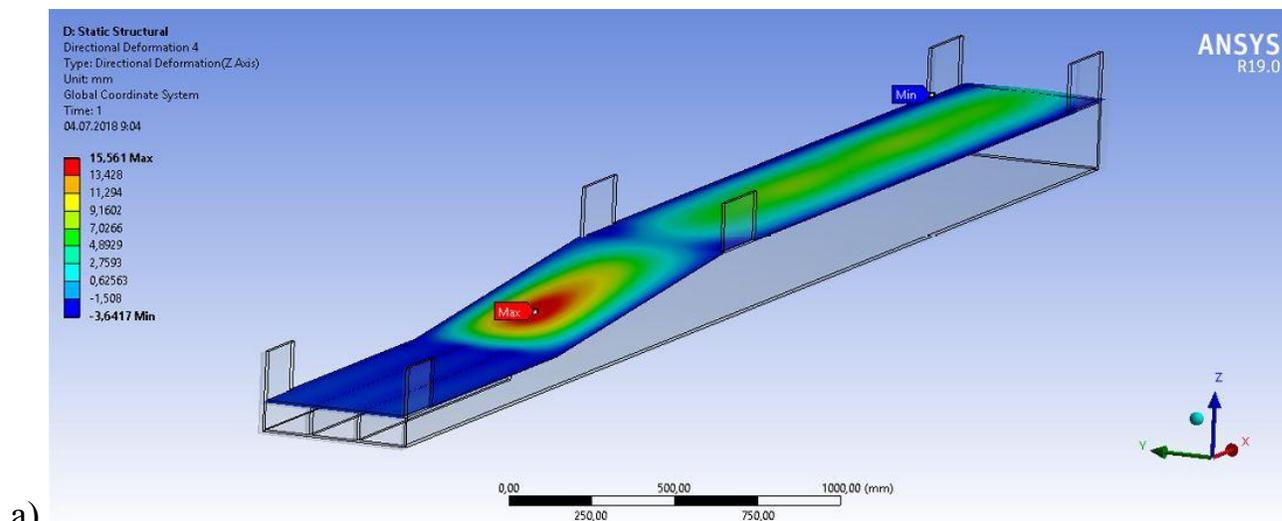
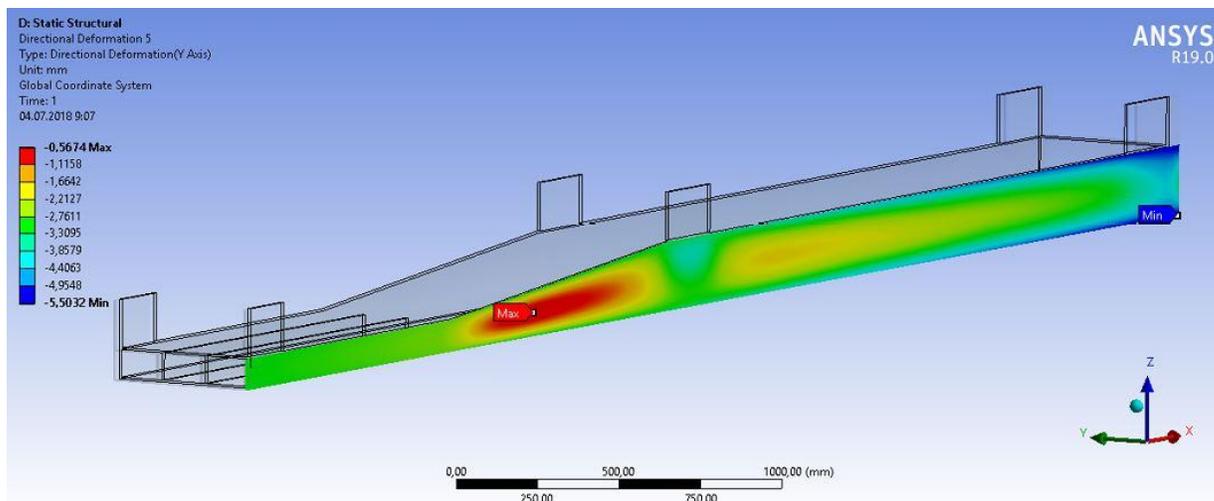


Рисунок 5.10 – Качественная картина распределения напряжений в камере сгорания начальной геометрии.

На рис. 5.11 показаны деформации верхней и боковой стенок сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания. Абсолютное значение деформации верхней стенки составляет 10 мм, боковой – 5 мм.



а).



б).

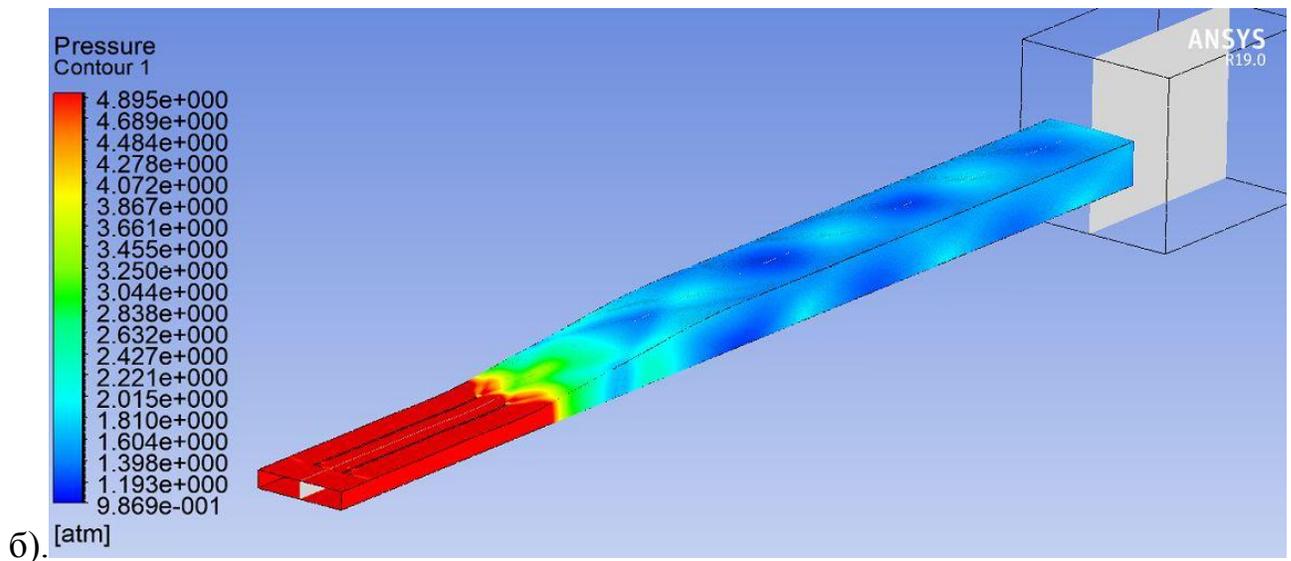
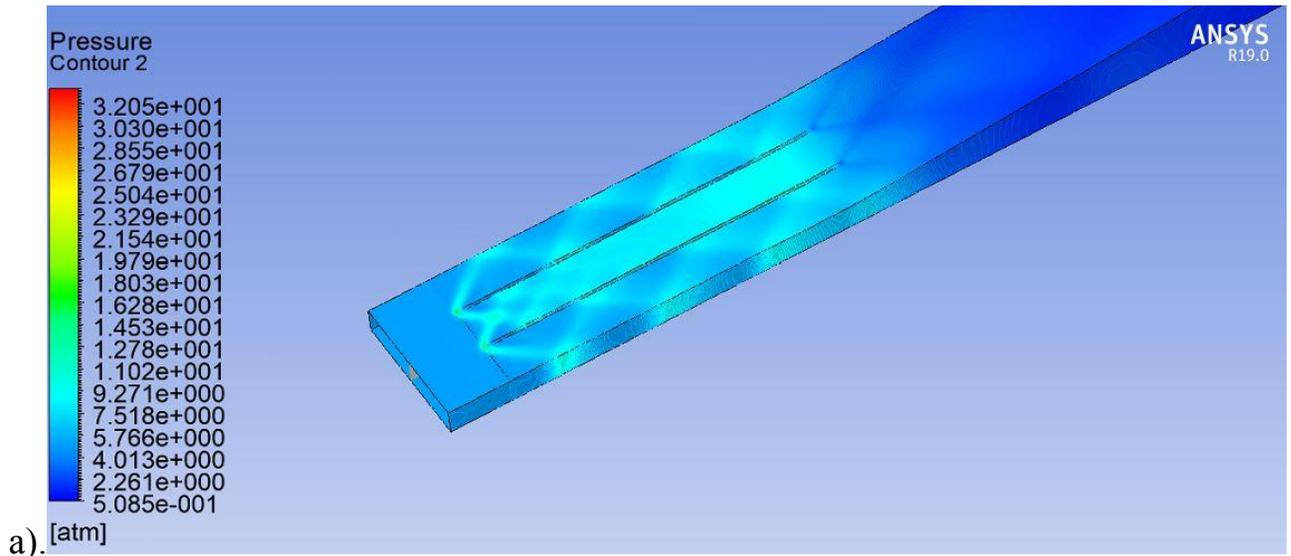
а – верхняя стенка, б – боковая стенка

Рисунок 5.11 – Качественная картина деформации стенки в камере сгорания начальной геометрии.

После повторения численных исследований на деформированной модели были получены следующие результаты. Качественные картины результатов моделирования второго этапа приведены на рисунках ниже.

Как видно из рис. 5.12 при протекании сверхзвукового газового потока по проточному тракту деформированной многоканальной камеры сгорания

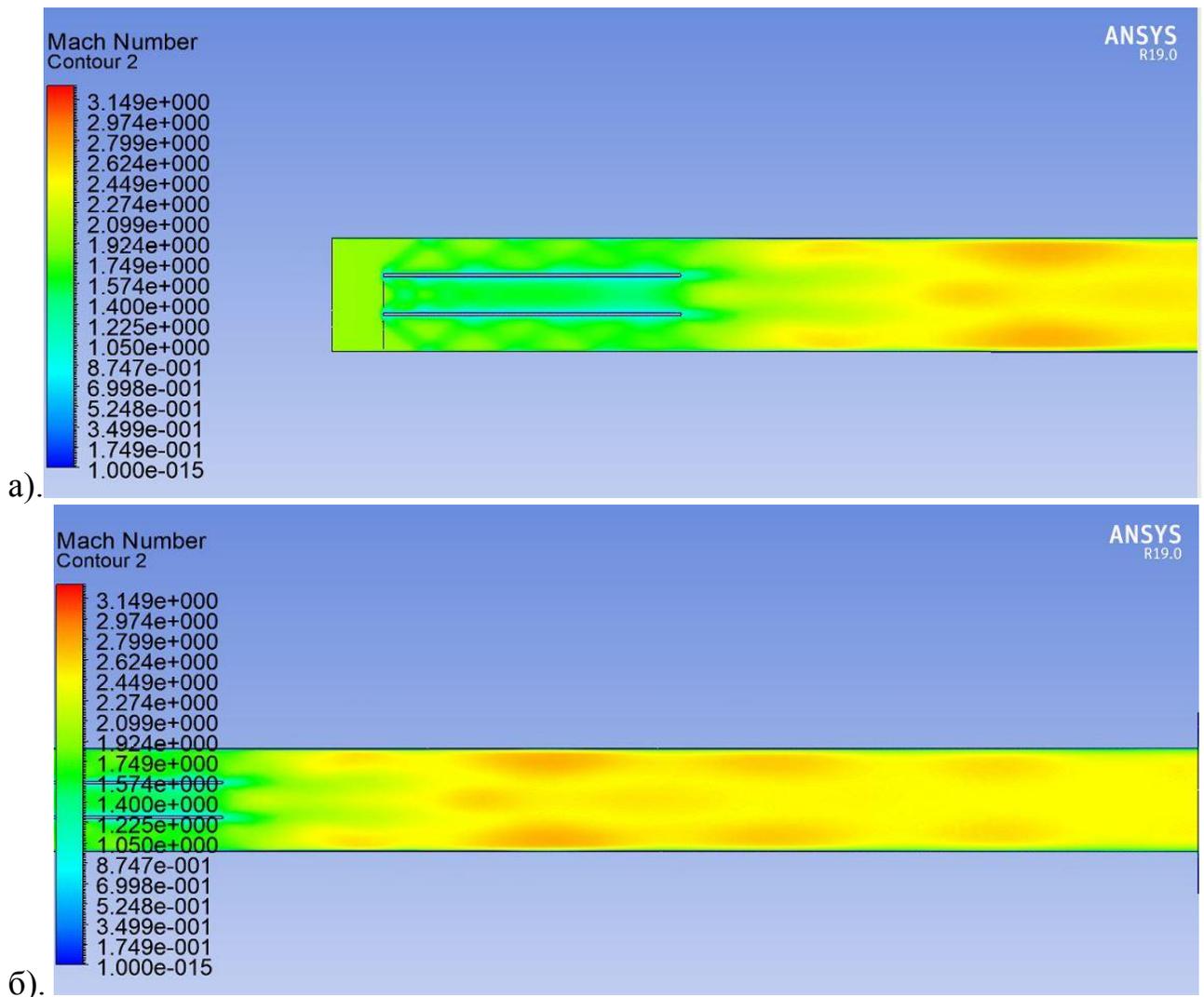
сохраняется система скачков уплотнения как на начальном, так и на конечном участках камеры сгорания.



а – начальный участок, б – конечный участок

Рисунок 5.12 – Качественная картина распределения давления в камере сгорания деформированной геометрии.

На рис. 5.13 представлены качественные картины изменения чисел Маха по длине проточного тракта деформированной сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания. Как видно из рисунка сверхзвуковой газовый поток на протяжении всей длины камеры увеличивается. Как видно из рисунков, происходит увеличение скорости потока на начальном участке и появляются локальные зоны увеличения на конечном участка камеры сгорания



а – начальный участок, б – конечный участок

Рисунок 5.13 – Качественная картина изменения чисел Маха в камере сгорания деформированной геометрии.

На рис. 5.14 представлена картина распределения эквивалентных напряжений, возникающих на стенке канала деформированной сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания. Из рисунка видно, что значения эквивалентных напряжений в деформированной камере увеличиваются по сравнению с напряжениями в камере исходной геометрии.

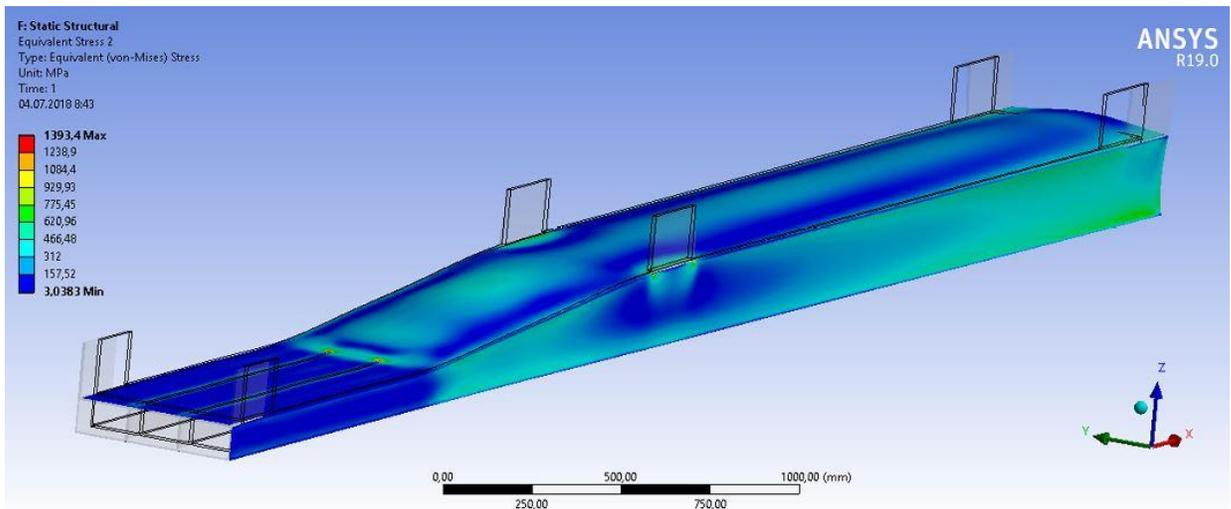
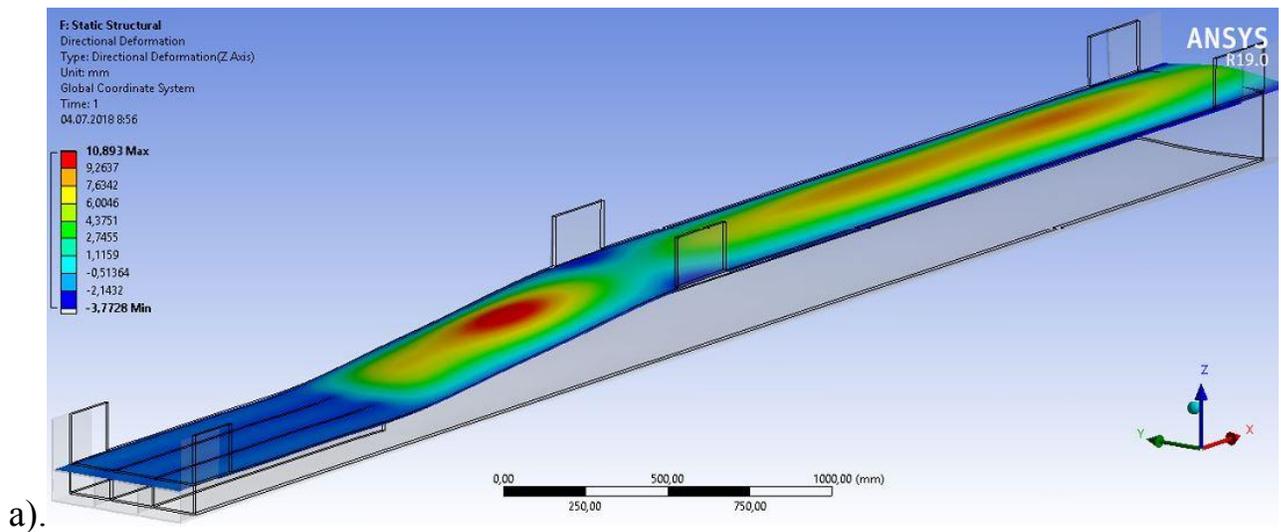
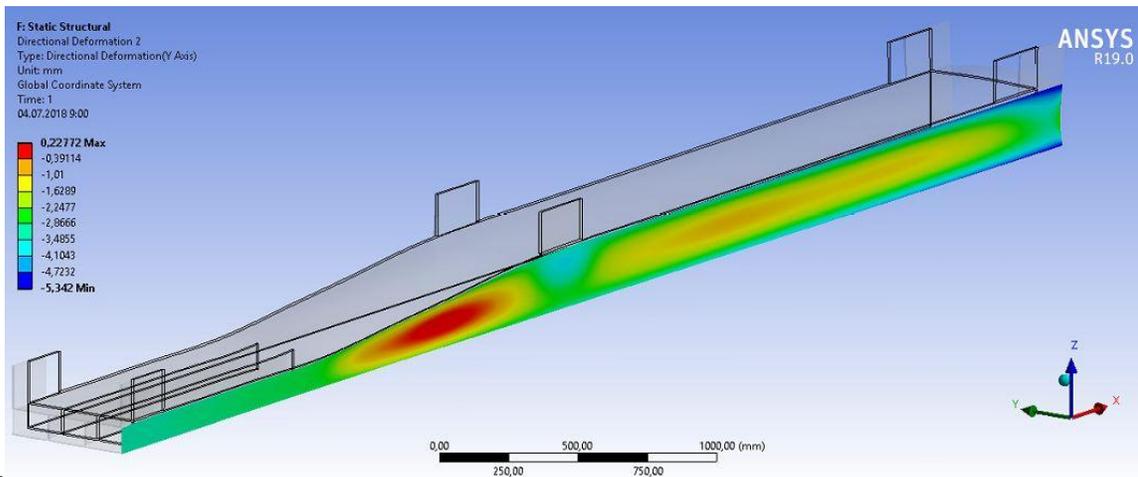


Рисунок 5.14 – Качественная картина распределения напряжений в камере сгорания деформированной геометрии.

На рис. 5.15 показаны деформации верхней и боковой стенок сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания. Анализируя качественные картины деформации, деформированной и недеформированной геометрий камеры сгорания, можно сделать вывод о том, что в деформированной камере сгорания значения деформаций увеличиваются.



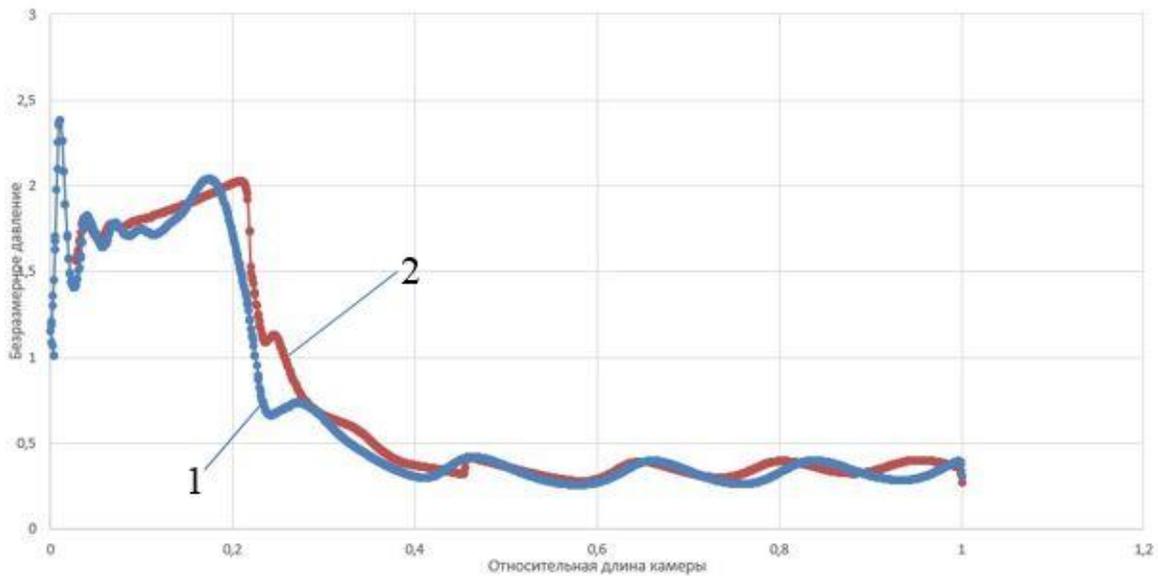


б).

а – верхняя стенка, б – боковая стенка

Рисунок 5.15 – Качественная картина деформации стенки в камере сгорания деформированной геометрии.

На рис. 5.16 представлен график сравнения распределения давлений вдоль верхней стенки сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания недеформируемой и деформируемой геометрий. Из графика видно, что происходит локальное увеличение значений статического давления в деформируемой модели. Среднее увеличение давления в деформируемой модели составляет порядка 5÷6%.

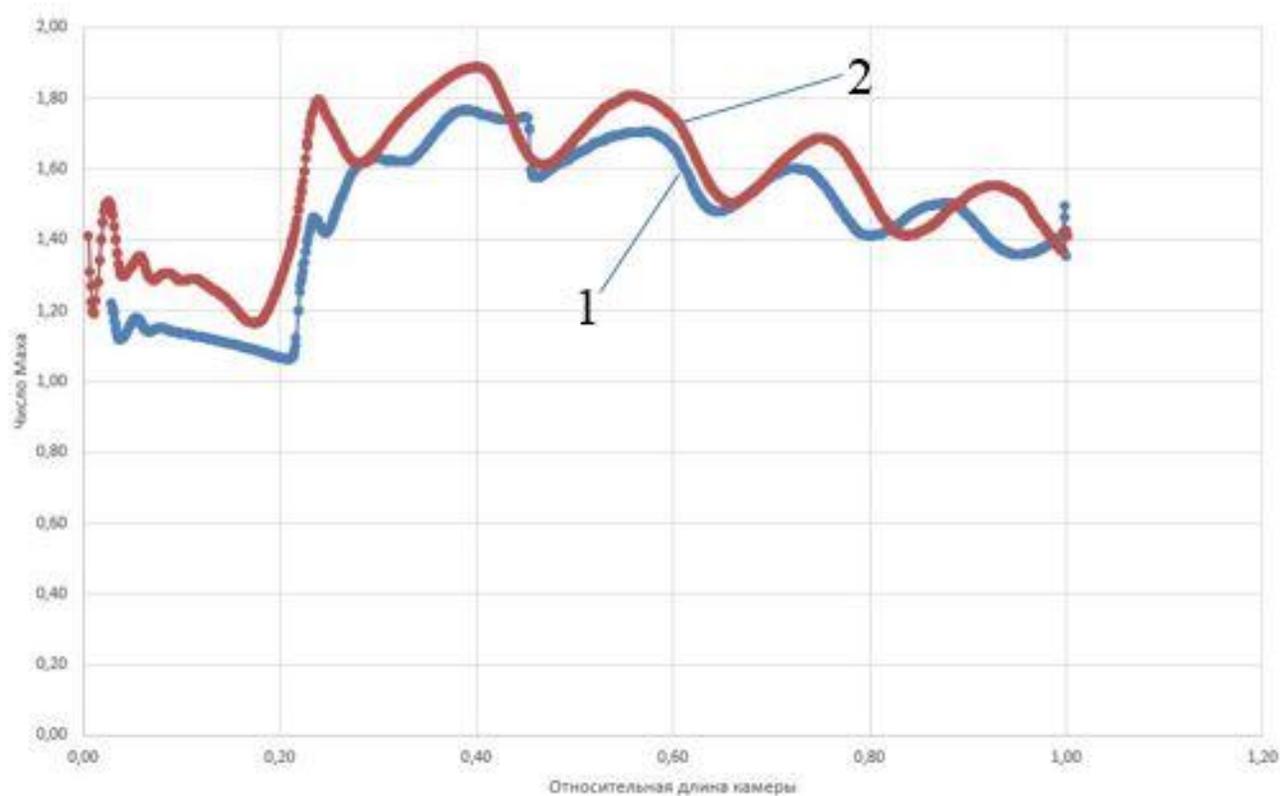


1 – недеформированная конструкция

2 – деформированная конструкция

Рисунок 5.16 – График распределения давления в недеформируемой и деформируемой моделях камеры сгорания.

На рис. 5.17 представлен график сравнения изменения чисел Маха вдоль верхней стенки сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания недеформируемой и деформируемой геометрий. Из графика видно, что происходит увеличение значений чисел Маха в деформируемой модели. Среднее увеличение чисел Маха в деформируемой модели составляет порядка $5 \div 6\%$.

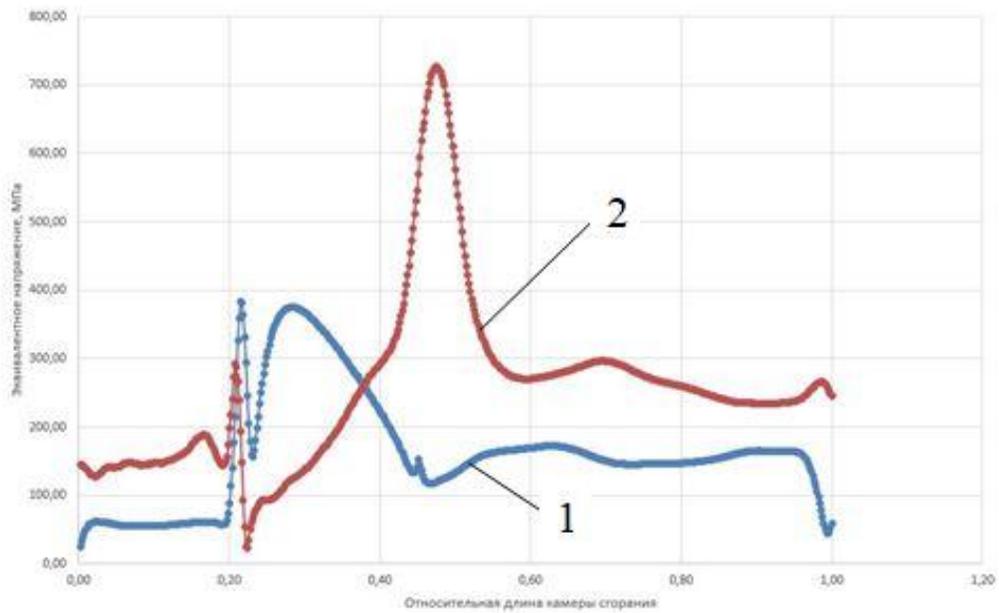


1 – недеформированная конструкция

2 – деформированная конструкция

Рисунок 5.17 – График изменения чисел Маха в недеформируемой и деформируемой моделях камеры сгорания.

На графике 5.18 представлены эквивалентные напряжения по Мизесу недеформируемой и деформируемой моделей сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания. Значения эквивалентных напряжений увеличиваются в деформированной модели в диапазоне $11 \div 44\%$ по отношению к недеформируемой модели.

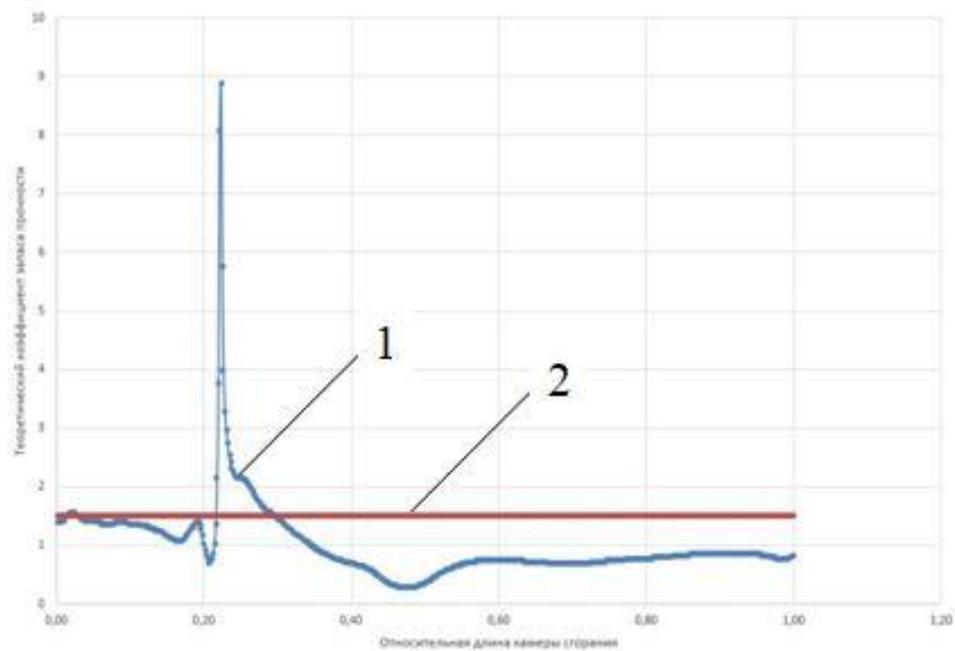


1 – недеформированная конструкция

2 – деформированная конструкция

Рисунок 5.18 – График эквивалентных напряжений в недеформируемой и деформируемой моделях камеры сгорания.

На графике 5.19 представлено снижение коэффициента запаса прочности сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.

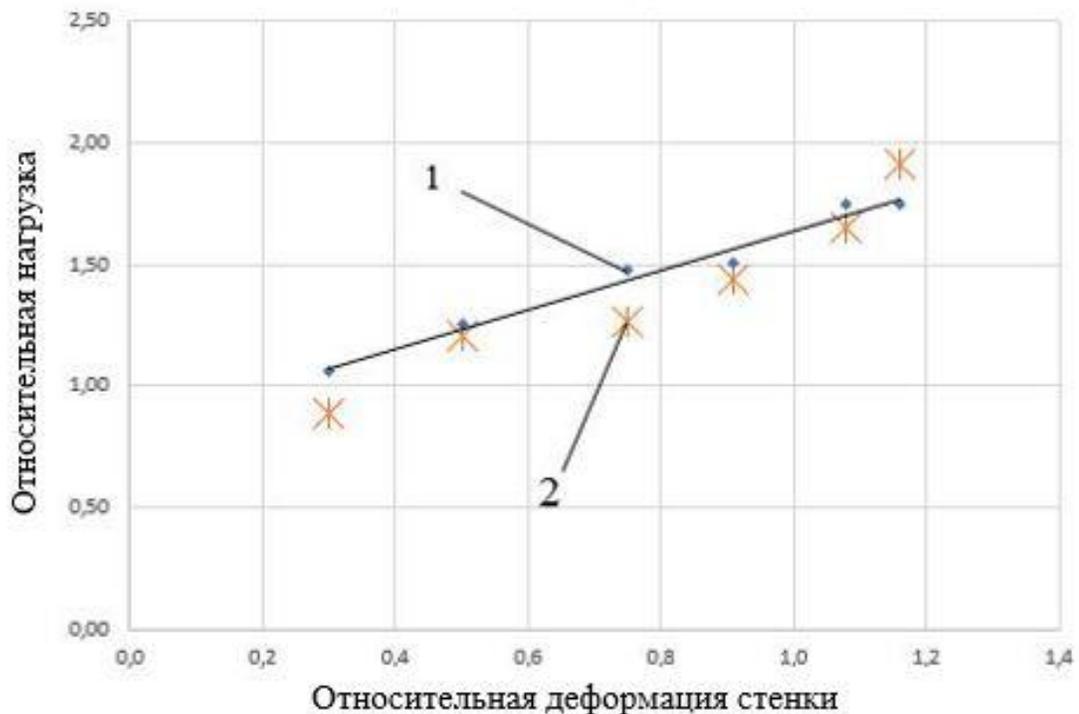


1 – коэффициент запаса прочности в деформированной конструкции

2 – теоретический коэффициент запаса прочности

Рисунок 5.19 – График коэффициента запаса прочности в недеформируемой и деформируемой моделях камеры сгорания.

На основе проведенных экспериментальных исследований и численных расчетов параметрических моделей были определены зависимости, связывающие перемещения, возникающие в конструкции под действием тепловых и механических нагрузок, толщину стенки многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания и нагрузок, действующих на эту стенку. Относительная деформация стенки определялась по формуле $\bar{\delta} = \frac{\varepsilon}{e}$, где ε – величина деформации стенки, e – толщина стенки камеры сгорания. Нагрузка, действующая на стенку, определялась как отношение значений давлений деформированной и недеформированной конструкции камеры сгорания. На рис. 5.20 показана зависимость относительной деформации стенки камеры сгорания от нагрузки, действующей на эту стенку.



1 – отношение давлений в расчётных моделях

2 – отношение давлений на датчиках в экспериментах

Рисунок 5.20 – Зависимость относительной деформации от нагрузки стенки сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.

Проведя анализ численных исследований параметрических моделей камер сгорания было установлено, что в деформированной конструкции

происходит образование новой системы нагрузок в сравнении с недеформированной конструкцией. Более того, статическое давление в деформированном корпусе возросло в 1,75 раза. Диапазон увеличения нагрузки на корпус камеры сгорания составил $1,03 \div 1,75$.

Для проверки корректности выбора соотношения ε/e для конкретной конструкции рекомендуется проводить моделирование конструкции и газовых потоков на выбранном стационарном режиме работы крупногабаритной многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания по методике анализа в трёхмерной постановке, предложенной в работе.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана инженерная методика, сформирован алгоритм, позволяющие проводить оценку прочности деформированной многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания при взаимодействии с внутрикамерным сверхзвуковым потоком.

2. Проведены численные исследования моделей многоканальной камеры сгорания, которые показали, что деформированная поверхность корпуса камеры приводит к скачкообразному изменению параметров внутрикамерного сверхзвукового газодинамического потока, изменяя систему нагрузок на корпус.

3. Разработаны и изготовлены модели для проведения экспериментов по исследованию влияния деформации на структуру течения сверхзвукового газового потока. Испытания проводились при числах Маха от 1,9 до 3 и температуре от 290 К до 1500 К.

4. Анализ результатов исследований показал, что в деформированной камере сгорания происходит:

- появление локальных зон увеличения статического давления до 7%;
- появление локальных зон увеличения скорости газового потока до 7%;
- увеличение эквивалентных напряжений и снижение коэффициента запаса прочности на 42%.
- организация горения повышает давление и увеличивает зону отрыва;

5. Проведена верификация расчётных моделей. Ошибка по давлению не превышает 16,5%.

6. По разработанной методике выполнены расчёты НДС перспективного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания в диапазонах параметров, соответствующих крупногабаритным конструкциям.

Получено снижение запаса прочности в диапазоне 20÷42% за счет перераспределения системы нагрузок при деформировании корпуса камеры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. В.А. Сабельников, В.И. Пензин. К истории исследований в области высокоскоростных ПВРД в России. М.: Изд. ЦАГИ, 2008. – 64 с.
2. Р.В. Балмина, А.А. Губанов, М.А. Иванькин, Д.А. Лапинский. Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения. – Издательский отдел ЦАГИ, ЦАГИ, 2012, выпуск 1—2, 1—76.
3. 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: 03.04.2018).
4. 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.
5. Ерохин Е. Задание на завтра // Двигатель, 2001. № 1(13). С. 32-35.
6. Fry R.S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution // Journal of Propulsion and Power, 2004. V. 20. № 1. P. 27-58.
7. Евстафьев М.Д. Долгий путь к «Буре». М.: Вузовская книга, 1999. 112 с.
8. Зуев В.С. и Макарон, В.С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. М.: «Машиностроение», 1971. 368 с.
9. Орлов Б.В., и др. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. М.: «Машиностроение», 1967. 424 с.
10. Aviation Week & Space Technology, 2000—2010, v. 154—172.
11. Boudrean A. H. Status of the US Air Force HyTech Program // AIAA Paper N 03-6947, 2003.
12. Bowcutt K. G. Perspective of the Future of Aerospace Vehicle Design // AIAA Paper N 03-6957, 2003.

13. Hank M. J., etc. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstrator Program. AIAA 2008-2540.
14. Cain T. & Walton C. The Sustained Hypersonic Flight Experiment // AIAA Paper N 03-7030, 2003.
15. Holden M. S., Walker B. Y. etc. Experimental Studies in Hypersonic Flows for Facility & Code Validation. // AIAA Paper N 07-1304, 2007.
16. Hagseth P. E., Benner K. W., Gillen S. & Zuchowski B. Technology Development for High Speed / Hypersonic Applications // AIAA Paper N 05-3212, 2005.
17. Johnson H.B. etc. Boundary Layer Stability Analysis to Support the HiFire Transition Experiment // AIAA Paper N 07-311, 2007.
18. Hypersonic Collaborative Australia / United States Experiment (HyCAUSE) // AIAA Paper N 05-3254, 2005.
19. Riggins, D.W., McClinton, C.R., and Vitt, P.H., «Thrust Losses in Hypersonic Engines, AIAA Journal of Propulsion and Power» Vol. 13, No. 2, pp. 281-295, 1997.
20. Баев В.К., и др. Горение в сверхзвуковом потоке. Новосибирск: Наука, 1984. стр. – 304 с.
21. 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: 03.04.2018).
22. 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: 03.04.2018).
23. Щетинков. Е.С., Верхоломов 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.

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

25. 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.

26. 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.

27. Артемов О.А. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (расчет характеристик): Монография. М.: Компания Спутник+, 2006. 374 с.

28. Александров В.Н. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета). М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.

29. Fry R.S A century of ramjet propulsion technology evolution // Journal of propulsion and power. 2004. Vol. 20, №1. P. 27-58.

30. Скибин В.А. и Солонин В.И. Справочник ЦИАМ. Иностраные авиационные двигатели (по материалам зарубежных публикаций). М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. 592 с.

31. 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: 03.04.2018).

32. 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.

33. Волощенко О.В., Пензин В.И. Экспериментальное исследование предельного тепломассоподвода в модели плоского СПВРД // Отчет ЦАГИ, 1969 г.

34. Пензин В.И. Экспериментальное исследование отрывных течений в каналах // М.: Изд. ЦАГИ, 2009 г. - 207 с.
35. 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: 03.04.2018).
36. 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: 03.04.2018).
37. 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.
38. 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: 03.04.2018).
39. 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: 03.04.2018).
40. 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: 03.04.2018).
41. 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: 03.04.2018).

42. 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: 03.04.2018).

43. Abashev V.M. Configuration of supersonic swirls solid fuel double-combusting chambers // International symposium on hypersonic aerothermodynamics. Book of abstract. 2012. P. 40.

44. 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: 03.04.2018).

45. Kiktev S.I., Eremkin I.V., Shirokov I.N. The studies of construction elements of scramjet engine conducted by on universal model aerodynamic facility // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. ISBN: 3932182804, 7-12 сентября 2014, Санкт-Петербург.

46. 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: 03.04.2018).

47. 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: 03.04.2018).

48. 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: 03.04.2018).

49. 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: 03.04.2018).

50. Стечкин Б.С. Теория воздушно-реактивного двигателя // Техника воздушного флота. 1929. № 2. С. 96-103.

51. Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. 392 с.

52. Шляхтенко С.М. Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.

53. 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: 03.04.2018).

54. 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: 03.04.2018).

55. Волков Э.Б. Основы теории надёжности ракетных двигателей // Э.Б. Волков, Р.С. Судаков, Г.А. Сырицын. – М.: Машиностроение, 1974. – 400 с.

56. Бондарюк М.М. Основы проектирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя. М.: МАИ, 1968. 148 с.

57. Зув В.С. и Скубачевский Л.С. Камеры сгорания воздушно-реактивных двигателей. М.: ОБОРОНГИЗ, 1958. 212 с.

58. Яновский Л.С. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета). М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.

59. Сорокин В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. 320 с.
60. Андерсоне Я. Расчётные методы оценки усталостной долговечности слоистого композита // Механика композит, материалов. 1993. - №6. - С.741-754.
61. Березин А.В. Влияние повреждений на деформационные и прочностные характеристики твёрдых тел. М.; Наука, 1990 - 135 с.
62. Разрушение конструкций из композиционных материалов // Под ред. Тамужа В.П., Протасова В.Д. Рига: Зинатне, 1986. - 264 с.
63. Фудзии Т., Дзако М. Механика разрушения композиционных материалаов. -М.: Мир, 1982.-232 с.
64. Немировский Ю.В., Резников Б.С. Прочность элементов конструкций из композиционных материалов. Новосибирск: Наука, 1986. – 166
65. Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1977.-144 с.
66. Композиционные материалы: Справочник // В.В.Васильев, В.Д.Протасов, В.В. Болотин и др.; под общ. ред. В.В.Васильева, Ю.М.Тарнопольского. -М.: Машиностроение, 1990. 512 с.
67. Тимошенко С.П. Теория упругости // М.: Наука, 1979 г.
68. Тимошенко С.П., Войновский-Кригер С. Пластинки и оболочки // М.: Наука, 1966 г. – 635.
69. Мешков Е.В., Кулик В.И., Нилов А.С., Упитис З.Т., Сергеев А.А. Исследование механических характеристик однонаправленных композитных материалов при статическом нагружении// Механика композит, материалов. - 1991.-N. 3.-С. 459-467.

70. Киктев С.И., Абашев В.М., Демидов А.С. и др. Аналитическая оценка снижения температурных напряжений в деталях из УУКМ // материалы 15-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (14-18 ноября 2016, Москва). – Москва: Изд-во «Люксор», 2016, - С. 328 (738 с.)

71. Киктев С.И., Абашев В.М., Демидов А.С. и др. Температурные напряжения в цилиндрической оболочке из углеродных волокон и контактная задача теплообмена // Вестник Московского авиационного института. 2017 Т.24. №4. с. 7-12.

72. Киктев С.И., Абашев В.М. Оценка влияния деформации стенки канала на структуру газового потока в камере сгорания // Труды МАИ. 2018. №101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96689> (дата обращения 16.09.2018).

73. Пирумов У.Г., Росляков Г.С. Численные методы газовой динамики. Москва: Высшая школа, 1987. 360 с.

74. Киреев В.И., Войновский А.С. Численное моделирование газодинамических течений. М.: МАИ, 1991. 254 с.

75. Анিকেев А.А., Молчанов А.М., Янышев Д.С. Основы вычислительного теплообмена и гидродинамики. Учебное пособие. М.: УРСС, 2009. 147 с.

76. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Учеб. руководство: М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1991. 304 с.

77. Юн А.А. Исследование течений и прочностной анализ. Изд. 3-е, испр. и доп. – Москва, 2013 – 427 с.

78. Каплун А.Б., Морозов Е.М., Шамраева М.А. ANSYS в руках инженера. Практическое руководство. — М.: Либроком, 2015. — 270.

79. Киктев С.И., Абашев В.М., Животов Н.П. и др. Оценка влияния деформации конструкции на газодинамические характеристики в проточном тракте гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя // материалы 13-й

Международной конференции «Авиация и космонавтика» (17-21 ноября 2014, Москва). – Санкт-Петербург: Изд-во «Принт-салон», 2014, - С. 235-236 (709 с.)

80. Звезгинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Часть 1. Установки для научных исследований. – Новосибирск: Параллель, 2014. – 551 с.

81. 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: 03.04.2018).

82. Киктев С.И. Влияние деформации стенки канала камеры на структуру течения потока // Двигатель. Выпуск №4. 2018. с. 24-25.

83. Киктев С.И., Абашев В.М., Животов Н.П. и др. Методы комплексной оценки прочности конструкции на ранней стадии проектирования гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя // материалы 13-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (17-21 ноября 2014, Москва). – Санкт-Петербург: Изд-во «Принт-салон», 2014, - С. 288-289 (709 с.)

84. Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC.visual Nastran for Windows/ М.: ДМК Пресс, 2004. – 704с.

85. ANSYS Basic Analysis Procedures Guide. ANSYS Release 5.6 // ANSYS Inc., 1998.

86. Алямовский А.А. SolidWorks/COSMOSWorks. Инженерный анализ методом конечных элементов/ М.: ДМК Пресс, 2004. – 432с.

87. COSMOSDesignSTAR 4.5 Basic User's Guide/ Structural Research and Analysis Corporation, USA, 2004.

88. COSMOSDesignSTAR 4.5 Nonlinear User's Guide/ Structural Research and Analysis Corporation, USA, 2004.

89. Алямовский А.А., Собачкин А.А., Одинцов Е.В. и др. SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике // СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 800 с.

90. Киктев С.И. Матушкин А.А. Расчётно-теоретические исследования влияния деформации конструкции сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания на структуру течения высокоскоростного высокотемпературного потока // Насосы. Турбины. Системы. 2018. №27. с. 22-26.